

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Ústav letecké dopravy

Návrh konstrukce UAV s elektropohonem

The design UAV with Electrodrive

Student:

Vojtech Skotnica

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Martinec František, CSc.

Ostrava 2011

VŠB - Technická univerzita Ostrava
Fakulta strojní
Institut dopravy

Zadání bakalářské práce

Student:

Vojtěch Skotnica

Studijní program:

B3712 Technologie letecké dopravy

Studijní obor:

3708R038 Technologie údržby letecké techniky

Téma:

Návrh konstrukce UAV s elektropohonem
Design UAV with Electrodrive

Zásady pro vypracování:

1. Analýza konstrukčního řešení UAV s kolmým startem
2. Návrh a výběr UAV s dvěma pohonnými jednotkami s elektropohonem
3. Návrh a částečná realizace konstrukce UAV

BP musí v rámci úvodu obsahovat kapitolu se stanovením cílů práce a v závěru zhodnocení dosažených cílů.

Seznam doporučené odborné literatury:

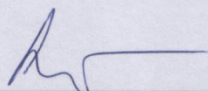
http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

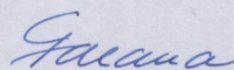
Vedoucí bakalářské práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 17.12.2010

Datum odevzdání: 23.05.2011



doc. Ing. Vladimír Smrž, Ph.D.
vedoucí katedry




prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě dne 18. května 2011

.....

Podpis

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 - užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 - školní dílo.
- беру на вѣдомі, že Vysoká škola báňská - Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB - TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB - TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB - TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB - TUO v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo - bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití, mohu jen se souhlasem VŠB - TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB - TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на вѣдомі, že odevzdáním své práce souhlasím s jejím zveřejněním podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě dne 18. května 2011

.....

Podpis

Jméno a příjmení autora práce:

Vojtech Skotnica

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Mírová 613, 742 13 Studénka

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

SKOTNICA, V. *Návrh konstrukce UAV s elektropohonem: bakalářská práce*, Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2011, 58 s. Vedoucí práce: Ing. František Martinec, CSc.

Bakalářská práce se zabývá návrhem konstrukce bezpilotního létajícího prostředku s kolmým startem a přistáním. První část je zaměřena na analýzu využívaných a vyvíjených konstrukčních řešení těchto prostředků. Druhá část obsahuje vyhodnocení a výběr koncepce pro vlastní návrh. Návrh konstrukce má vyhovět požadavkům na něj kladených ze strany řídicího systému, pohonných jednotek a možnosti variabilního umístění užitečného nákladu. Dále popisuje jednotlivé celky navrhované konstrukce s uvedením jejich vlastností. V poslední části je provedena částečná realizace konstrukce a předvedena její použitelnost. Závěr práce nastíní směr, jakým by realizace konstrukce měla pokračovat, aby bylo možné přistoupit k letovým testům.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

SKOTNICA, V. *The design UAV with Electrodrive: Bachelor Thesis*. Ostrava: VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Insitute of Transport, 2011, 58 p. Thesis head: Ing. František Martinec, CSc.

Bachelor thesis is dealing with design of unmanned aerial vehicle with vertical take-off and landing characteristics. The leading chapter provides anlysis of developed vehicles as well as vehicles in service. In the following chapter there is evaluation and selection of concept for design. Design has to meet the demands of control system, propulsion and variability of load location. Next there is description of each part of designed construction with their characteristics. The last part deals with partial realization wich shows utilization of vehicle. Direction of further development for flight testing is specified in summary.

OBSAH

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ.....	8
ÚVOD	9
0 CÍLE PRÁCE	10
1 ANALÝZA KONSTRUKČNÍCH ŘEŠENÍ UAV S KOLMÝM STARTEM.....	11
1.1 VZDUCHOLODĚ	11
1.1.1 Lockheed P-791 experimentální hybridní vzducholoď.....	11
1.2 VRTULNÍKY	12
1.2.1 Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout.....	13
1.2.2 Bombardier CL-327 Guardian	14
1.2.3 Kamov KA-137	15
1.3 MIKROVRTULNÍKY	16
1.3.1 Draganflyer X8.....	16
1.3.2 eVader 750	18
1.4 KORVERTOPLÁN.....	19
1.5 OSTATNÍ KONSTRUKČNÍ NÁVRHY	21
1.5.1 Boeing X-50 Dragonfly.....	21
1.5.2 Létající samokřídlo.....	22
2 VÝBĚR UAV SE DVĚMA POHONNÝMI JEDNOTKAMI S ELEKTROPOHONEM.....	24
2.1 ZHODNOCENÍ ANALÝZY.....	24
3 NÁVRH UAV SE DVĚMA POHONNÝMI JEDNOTKAMI S ELEKTROPOHONEM.....	25
3.1 KONCEPT.....	25
3.2 NÁVRH	26
3.3 KŘÍDLO	29
3.3.1 Geometrická charakteristika křídla	29
3.3.2 Profil křídla	31
3.3.3 Umístění křídla vůči trupu	32
3.3.4 Návrh konstrukce křídla	33
3.4 OCASNÍ PLOCHY	33
3.4.1 Geometrická charakteristika ocasních ploch.....	34
3.4.2 Profil ocasních ploch.....	35
3.4.3 Návrh konstrukce ocasních ploch	36
3.5 TRUP	36
3.5.1 Geometrická charakteristika trupu	37
3.5.2 Návrh konstrukce trupu.....	38
3.5.3 Užitečné zatížení	38
3.6 MECHANIKA PŘEKLÁPĚNÍ POHONNÝCH JEDNOTEK	39
3.7 PŘÍSTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ	41
3.8 POHONNÝ SYSTÉM.....	42
3.9 SYSTÉM ŘÍZENÍ.....	42
3.10 ODHADOVANÁ HMOTNOST A FINANČNÍ NÁKLADY	42
3.11 ČÁSTEČNÝ ZÁVĚR	43
4 NÁVRH A ČÁSTEČNÁ REALIZACE KONSTRUKCE UAV	44

4.1	NÁVRH	44
4.2	KŘÍDLA	45
4.3	OCASNÍ PLOCHY	46
4.3.1	Svislé ocasní plochy	46
4.3.2	Výškové ocasní plochy	47
4.3.3	Nápojení ocasních ploch	47
4.3.4	Ovládání ocasních ploch	48
4.3.5	Částečný závěr	49
4.4	TRUP	49
4.4.1	Konstrukční provedení trupu	50
4.4.2	Částečný závěr	52
4.5	MECHANIKA PŘEKLÁPĚNÍ	52
4.5.1	Konstrukční provedení mechaniky překlápění	52
4.5.2	Částečný závěr	54
4.6	PŘÍSTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ	54
4.7	CELKOVÁ HMOTNOST A VÝROBNÍ NÁKLADY	55
5	ZÁVĚR.....	58
5.1	ZHODNOCENÍ CÍLŮ	58
	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	59
	SEZNAM OBRÁZKŮ.....	62
	SEZNAM TABULEK	63
	SEZNAM PŘÍLOH	64

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Zkratka	Anglický výraz	Český výraz
UAV	Unmanned aerial vehicle	Bezpilotní létající prostředek
VTOL	Vertical Take-Off and Landing	Letouny s vertikálním vzletem a přistáním
OP		Ocasní plochy
VOP		Vodorovné ocasní plochy
SOP		Svislé ocasní plochy
CCPM	Cyclic/collective pitch mixing	
CAD	Computer-aided design	Počítačové navrhování

ÚVOD

Tato práce se zaměřuje na oblast návrhu konstrukce UAV (Unmanned Aerial Vehicles) tzv. bezpilotní létající prostředky. Pod touto zkratkou je chápáno létající zařízení, které je ovládáno na dálku pomocí operátora nebo využívá zcela autonomní systém řízení ke svému provozu. Létající bezpilotní prostředky byly zpočátku vývoje konstruovány především pro armádní potřeby. Postupem času našly nemalé uplatnění ve sférách civilních, vědeckých, výzkumných, vývojových apod.

První kapitola práce se zabývá analýzou využívaných popřípadě vyvíjených bezpilotních prostředků. Na základě analýzy popisuje druhá kapitola volbu konstrukčního provedení pro vlastní návrh. Tento výběr je podřízen požadavkům ze strany řídicího systému, pohonných jednotek a možnosti variabilního umístění užitečného nákladu. Třetí kapitola se zabývá konkrétním návrhem konceptu a popisem jednotlivých celků konstrukce s uvedením jejich vlastností. Čtvrtá kapitola řeší otázku částečné realizace a jejího provedení na základě odhadnutých finančních nároků. Dále popisuje konstrukční provedení a výrobu jednotlivých celků. Závěr bakalářské práce nastíní směr, jakým by realizace prototypu měla pokračovat, aby bylo možné přistoupit k letovým zkouškám.

0 CÍLE PRÁCE

Cílem bakalářské práce je návrh UAV. Hlavní schopnosti bezpilotního prostředku bude jeho vertikální vzlet a přistání s možností visení. Tato možnost konstrukce v sobě skrývá velkou taktickou výhodu oproti letounům klasické koncepce. Provozní flexibilita umožňuje start a přistání téměř z libovolného místa (bez nutnosti předem vybudované vzletové, přistávací dráhy) a také provoz v malých a rozmanitých prostorech. Prostředek musí být dále schopen dosáhnout vysokých přeletových rychlostí a mít poměrně velký dolet.

Hlavní požadavky návrhu:

- užitečné zatížení 1 kg a variabilita jeho umístění,
- minimální výdrž letu 30 minut,
- použití elektropohonu,
- rozmanitý rozsah operačních možností (monitorování objektu, tratí, rozsáhlých ploch),
- skladnost,
- minimální náklady na pořízení, provoz a údržbu,
- nenáročná obsluha.

1 ANALÝZA KONSTRUKČNÍCH ŘEŠENÍ UAV S KOLMÝM STARTEM

Hlavním požadavkem kladeným na návrh UAV je schopnost vertikálního startu (přistání), visení a schopnost dosažení vysokých přeletových rychlostí. Tento požadavek je schopno splnit několik konstrukčních variant, viz Obr. 1.1, které z převážné části vycházejí z historických pokusů a omylů leteckých konstruktérů a nadšenců. Postupem času byly tyto návrhy realizovány. Umožnil to vývoj nových materiálů, technologií, řídicích systémů a pohonů.

Přehled druhů letadel kategorie VTOL				Vrtule
				Prostředek k vyvození vzlakové síly
Dvojitý pohon	Ohyb tahu	Otočně uložené pohonné jednotky	Naklápění letadla	Proudový motor
Způsob přechodu ze svislého do horizontálního letu				

Obr. 1.1 Přehled druhů letadel kategorie VTOL [1]

1.1 Vzducholodě

Tato vzducholodě je uvedena pouze jako ukázka. Pro účely této práce není stroj realizovatelný.

1.1.1 Lockheed P-791 experimentální hybridní vzducholodě

Jedná se o experimentální hybridní vzducholodě, kterou firma Lockheed Martin vyvinula v rozvojovém programu Skunk Works. Vývoj je prováděn na objednávku americké armády, konkrétně velitelství vesmírné raketové obrany. P-791 je plně automatizovaná

bezpilotní vzducholod', jenž je schopna vydržet ve výšce okolo 6000 m až po dobu tří týdnů s užitečným zatížením 1134 kg. Kromě vojenských misí se počítá také s jejím využitím pro vědecké výzkumy.

Konstrukce P-791 je tvořena ze tří laloků naplněných plynem a čtyř vzduchových polštářů využívaných jako podvozek. P-791 je poháněn čtyřmi vrtulovými jednotkami. Dvě jsou umístěny v zadní části ocasních ploch a dvě v přední části na bocích. Všechny tyto pohonné jednotky slouží pro řízení a pohon vzducholodě. [2, 3]



Obr. 1.2 Lockheed P-791 [2]

1.2 Vrtulníky

Univerzální využití vrtulníků inspirovalo mnoho firem a výzkumných středisek k realizaci těchto strojů v podobě UAV. Z konstrukčního hlediska se jedná pouze o různorodé zmenšeniny skutečných strojů. Mnohé však dosahují lepších vlastností než skutečné předlohy. Je to dáno tím, že není potřeba brát v potaz potřeby lidské osádky. Konstrukce je zaměřena pouze na její efektivní využití.

Analýza bezpilotních vrtulníků popisuje základní rozdělení a způsoby uspořádání konstrukčních celků. Nepopisuje detailně jednotlivé části. [4]

Základní rozdělení konstrukčních celků:

- trup,
- rotorový nosný systém,
- pohonná soustava,
- řídicí systém,
- ocasní plochy,
- přistávací zařízení,
- výstroj.

Rozdělení podle uspořádání nosných rotorů:

- jednorotorový (tuto skupinu tvoří asi tři čtvrtiny všech UAV).
- vícerotorový vrtulník:
 - s rotory uloženými příčně,
 - s překrývajícími se rotory,
 - se souosými rotory (nad sebou),
 - s rotory za sebou (tandem).

1.2.1 Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout

Jedná se o klasickou koncepci bezpilotního vrtulníku. Předchůdci tohoto modelu jsou Schweizer 330 a RQ-8A. Zdokonalením těchto strojů byl získán velmi výkonný taktický vrtulník. Hlavní změnou oproti předchůdcům je použití čtyřlístého rotoru pro zvýšení výkonu a užitečného zatížení. Pohon je zajištěn turbohřídelovým motorem Rolls-Royce/Allison 250-C20W. [5]

Specifikace

Délka.....	7,3 m
Výška	2,9 m
Průměr rotoru.....	8,4 m
Prázdná hmotnost.....	940 kg
Užitečná hmotnost	272 kg
Maximální vzletová hmotnost	1,43 tuny
Pohonná jednotka.....	Rolls-Royce/Allison 250-C20W, 313 kw
Maximální rychlost.....	213 km/h
Cestovní rychlost	200 km/h
Výdrž	8 hod.



Obr. 1.3 Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout [5]

1.2.2 Bombardier CL-327 Guardian

Bezpilotní vrtulník Bombardier CL-327 Guardian je vylepšená verze stroje CL-227 Sentinel z poloviny 90. let. V roce 1996 byl jako jeden z prostředků typu VTOL nabídnut US NAVY k testování a nasazení na bojových lodích. Stroj absolvoval mnoho letových hodin, při kterých prokázal své letové vlastnosti. Avšak problémy se splněním kritérií rychlosti, užitečného zatížení a výdrže jej vyřadil. Vrtulník je poháněn koaxiálním rotorovým systémem napojeným na turbohřídelový motor Williams WTS-125 s výkonem 74,5 kw. [6]

Specifikace

Výška	1,84 m
Průměr rotorů	4 m
Hrubá vzletová hmotnost	350 kg
Užitečné zatížení	100 kg
Maximální výdrž	6,25 hod.
Maximální rychlost	157 km/h
Stoupaní	7,6 m/s



Obr. 1.4 Bombardier CL-327 Guardian [6]

1.2.3 Kamov KA-137

Návrh KA-137 začal v roce 1994. Jeho vývoj, výroba a testování proběhly v následujících dvou letech. KA-137 je zahrnut do struktury MBVK-137 – mnohoúčelových bezpilotních vrtulníků. Vyrábí se ve třech variantách s možností řízení dvou vrtulníků jednou řídicí jednotkou. Bepilotní vrtulník je schopen letu v jakémkoli směru, bez omezení rychlosti. To je důležité z hlediska říditelnosti ve zhoršených povětrnostních podmínkách.

Konstrukce je založena na principu koaxiálního rotoru a kulovitěho trupu. Rotorový systém se skládá ze dvou rotorových hlav s obdélníkovými kompozitními listy. Podvozek je složen ze čtyř podvozkových noh. Vrtulník je poháněn motorem Goblér Hirtmotoren Hirt R05 2706. Palubní avionika je vybavena digitálním systémem automatického řízení založeném na umělé inteligenci. Navigace je vybavena neinerciálním – satelitním systémem. V obzvláště složitém terénu je využíváno optické, termovizní kamery, popř. radaru. [7]



Obr. 1.5 Kamov KA-137[7]

Specifikace

Délka/šířka	1,88 m
Průměr hlavního rotoru	5,3 m
Vzletová hmotnost	280 kg
Zatížení	50 – 80 kg
Pohon	pístový motor Hirth 2706 R05, 48,5 kw
Cestovní rychlost	145 km/h
Dolet	530 km
Vytrvalost	4 hod.

1.3 Mikrovrtulníky

Na trhu s UAV se v posledních letech rozšířila koncepce miniaturních vrtulníků různých konstrukcí, s rozmanitým počtem rotorů. Zpočátku tyto stroje nebyly dostatečně říditelné ani stabilní. Důvod tkvěl v problematice trojosých gyroskopů a řízení dynamiky vícemotorového uspořádání. Přes prvotní neduhy je dnes koncepce hojně využívána pro svou jednoduchost a variabilitu. Pro příklad bude popsáno několik těchto UAV.

1.3.1 Draganflyer X8

Je miniaturní vrtulník firmy Draganfly Innovations Inc. určený pro obchodní a průmyslové monitorování a fotografování. Koncept využívá osm rotorů, které umožňují Draganflyer X8 se účinně vznášet jako vrtulník a přitom rychle manévrovat pomocí diferenciace tahu. Osm výkonných elektromotorů dále umožňuje bezpečně přenášet těžší vybavení. Velikost a hmotnost tohoto UAV zaručuje vysokou stabilitu letu i v případě poryvů větru.

Draganflyer X8 je tvořen z několika dílčích celků. Hlavní částí je trup umístěný ve středu, mezi rameny s rotory. K trupu jsou připojena čtyři ramena, stavitelný podvozek a přídavný systém pro zavěšení vybavení. V trupu se také nachází kompletní řídicí jednotka. Ramena tvoří uhlíkové trubky, které poskytují vysokou pevnost při minimální hmotnosti. Na konci každého ramene jsou uloženy dva výkonné střídavé elektromotory s rotorovými listy z uhlíkových vláken. Jako zdroj elektrické energie slouží jedna lithium-polymerová baterie. Konstrukce umožňuje snadné sklopení ramen. Složený Draganflyer X8 je jednoduše přepravovatelný s minimálními nároky na prostor. [8]

Specifikace

Šířka.....	87 cm
Délka.....	87 cm
Horní průměr	106 cm
Výška	32 cm
Hmotnost.....	1700 g
Užitečná hmotnost	1 000 g
Maximální doba letu	cca. 20 min (bez užitečného zatížení)



Obr. 1.6 Draganflyer X8 [8]

Firma Draganfly Innovations Inc. nenabízí pouze popisovanou verzi Draganflyer X8, která je v současnosti největší, ale také menší viz Obr. 1.7 a 1.8.



Obr. 1.7 Draganflyer 4E [8]



Obr. 1.8 Draganflyer X6 [8]

1.3.2 eVader 750

Velmi zajímavé konstrukční řešení UAV s vertikálním vzletem a přistáním propaguje firma Gress Aerospace Inc. Jako většina firem zabývajících se touto problematikou také nabízí několik velikostních variant. Popis se zaměří na model eVader 750.

Celá konstrukce je postavena na lyžinovém podvozku. Na něj je připevněna nosná konstrukce pro uložení řídicí elektroniky, baterii a přídatného zařízení. K trupu je dále připojena tvarovaná ocasní trubka, na jejímž konci je pomocí stavitelného pantu uložen vodorovný stabilizátor.

Stabilizátor plní funkci především při dopředném letu, kdy působením aerodynamických sil provádí náklon UAV. Pohon je tvořen dvěma střídavými elektromotory, na jejichž hřídelích jsou upevněny pevné třílísté vrtule. Motory jsou přišroubovány na pohyblivé závěsy ovládané servomotory. Závěsy umožňují naklápění v jedné ose dopředu a dozadu. Tento celek je připojen k nosné trubce, jejíž konce jsou ohnuty pod úhlem 45° . [9]



Obr. 1.9 eVader 750 [9]

Specifikace

Délka.....	119 cm
Šířka.....	117 cm
Výška	46 cm
Vzdálenost mezi středy motorů	76,2 cm
Vrtule	třílísté 16 x 10 nebo 13x10 palců
Hmotnost bez baterie	3,9 kg
Užitečné zatížení.....	až 2,7 kg v závislosti na použité baterii
Výdrž	cca. 17 min (v závislosti na zatížení)

1.4 Korvertoplán

Bell Eagle Eye je bezpilotní létající prostředek typu VTOL, který vyvinula firma Bell Helicopter, divize Textron. Eagle Eye byl vyvinut k provádění sledování a průzkumu. Po úpravě však může být použit téměř na neomezené množství činností.

Konstrukce

Konstrukce je založena na principu tiltrotor. Ta využívá konfiguraci dvou rotorových soustav uložených v gondolách umístěných na koncích pevných křídel. Pro vertikální let jsou rotory nastaveny tak, aby rovina rotace byla horizontální. V tomto režimu se chová UAV jako vrtulník. Při získání dostatečné rychlosti je možnost přechodu do horizontálního letu postupným natáčením gondol. Po natočení gondol o 90° se již jedná o mód letadla. V tento okamžik vztlak vyvozuje křídlo a rotory poskytují tah jako vrtule.

Pohonná jednotka

Pohonnou jednotku tvoří turbohřídelový motor firmy Pratt & Whitney Canada umístěný v centrální části trupu. Ten je napojen na převodovku tvaru „T“, která přes systém synchronizovaných transmisních hřídelí převádí výkon do gondol. Zde jsou napojeny do „proprotors systému“, který v sobě slučuje systém rotorové hlavy vrtulníku a stavitelné vrtule.



Obr. 1.10 „ Proprotors systém“ [10]

Křídlo

Křídlo je kompozitní konstrukce, skládající se z žeber, předního a zadního nosníku, dolního a horního potahu. Tyto části jsou spojeny v jeden celek, k němuž jsou připojeny flaperony. Ty zastávají funkci křidélek i klapek.

Trup

Trup je rozdělen do tří částí: přední, střední a zadní. Přední část trupu slouží k uložení přídatného zařízení. Střední část trupu obsahuje pohonný systém, podvozek, palivový systém, systém řízení letu a avionické vybavení. Vodorovné a svislé stabilizátory jsou namontovány na zádi trupu. Tato sekce také obsahuje navigační vybavení. [10]

Specifikace

Délka.....	5,56 m
Výška	1,88 m
Rozpětí křídel.....	7,37 m
Průměr hlavního rotoru	2 × 3,05 m
Plocha hlavních rotorů	14,6 m ²
Pohonná jednotka:	1 × Pratt & Whitney Canada PW207D turboshaft , 478 kW
Maximální rychlost.....	360 km/h
Výdrž	6 hod.
Dostup.....	6 096 m



Obr. 1.11 Eagle Eye TR911X [10]

1.5 Ostatní konstrukční návrhy

1.5.1 Boeing X-50 Dragonfly

V roce 1990 firma McDonnell Douglas prováděla studii VTOL letounu v koncepci tzv. CRW (Canard Rotor/ wing). Letadlo CRW mělo využívat dvou rotorových listů pro vertikální vzlet a přistání. Při získání rychlosti mohl být rotor zastaven a působit jako pevné křídlo pro vysokorychlostní let vpřed.

X-50A poháněl jeden motor značky Williams International F112-WR-100 Turbofan. Systém řízení využíval koncepci kachních i klasických ocasních ploch. UAV bylo vybaveno pevným tříkolovým podvozkem. V režimu vrtulník, byl výfuk odkloněn na malé trysky pro řízení rotoru. Při zvýšení dopředné rychlosti, docházelo k postupnému přesměrování tahu motoru do výfukové části. V tento okamžik řízení přešlo na kachní a ocasní plochy. V období 2003 až 2006 pokračovaly testy X-50, při kterých byla koncepce plně odzkoušena, nicméně při haváriích byly prototypy zničeny a program ukončen. [11]



Obr. 1.12 Boeing X-50 Dragonfly [11]

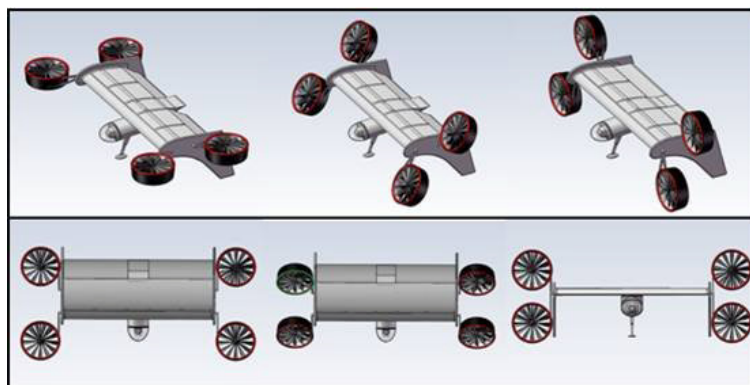
1.5.2 Létaající samokřídlo

V době, kdy rozvoj UAV probíhá velmi intenzivně, přicházejí konstruktéři neustále s nápady jak vylepšit vlastnosti těchto prostředků. Jedna z inovací, která přichází z Velké Británie, využívá čtyř uzavřených rotorů pohyblivě uložených na koncích křídel. Tento způsob má přinést větší stabilitu, obratnost a nosnost při menších rozměrech.

Výrobce popisuje návrh jako konstrukčně jednoduchý systém při odstranění nadbytečných částí klasické koncepce letadla. Tím je odstraněna přebytečná váha komplikující řízení letu a dochází ke snížení aerodynamického odporu. Z tohoto pohledu je také menší pravděpodobnost výskytu poruch mechanických částí, což v mnoha případech způsobuje ztrátu UAV. Konstrukce se dále může pochlubit větší odolností proti větru, rychlým vybráním pádu a v případě výpadku pohonných jednotek možností doklouzání na zem bez zničení. Řízení letu využívá vektorování tahu. To dává návrhu řadu výhod oproti klasické konstrukci letadel, která využívá ocasních ploch. Samokřídlo (anglicky „flying-wing“) může pracovat v těsnějších prostorách, pohybovat se v městském prostředí, být vypuštěno z pohybujících se vozidel a lodí. Tyto vlastnosti jej předurčují pro široký způsob využití. [12]

Specifikace

Délka.....	0,61 m
Šířka.....	1,25 m
Výška	0,28 m
Maximální rychlost.....	neuvedeno
Maximální vytrvalost.....	2 hod
Vytrvalost při visení:	0,5 hod.
Rozsah.....	60 km
Hrubá vzletová hmotnost.....	3,25 kg
Užitečná hmotnost	EO nebo IR kamery
Napájení	Li-pol



Obr. 1.13 Flying-wing [12]

2 VÝBĚR UAV SE DVĚMA POHONNÝMI JEDNOTKAMI S ELEKTROPOHONEM

Projekt návrhu bezpilotního prostředku s možností kolmého startu a přistání zahrnuje širokou škálu problematik. Není tedy možné vše plnohodnotně popsat pouze v jedné bakalářské práci. Z tohoto důvodu je projekt rozdělen do tří celků:

- návrh konstrukce UAV s elektropohonem,
- návrh pohonných jednotek pro UAV s elektropohonem,
- návrh řízení UAV s elektropohonem.

Každá z uvedených bakalářských prací popisuje konkrétní problematiku, provádí její analýzu a vyhodnocení. Na základě takto získaných informací byla provedena společná konzultace. Jejím výsledkem jsou konkrétní návrhy řešení s přihlédnutím na požadavky jednotlivých stran.

2.1 Zhodnocení analýzy

Bezpilotní prostředky s možností kolmého startu a přistání čítají neuvěřitelné množství variant. Mezi nejběžnější patří vrtulníky různých velikostí. V převážné míře jednorotorové a koaxiální. K pohonu využívají pístových, turbohřídelových motorů a elektromotorů. Z konstrukčního hlediska je návrh klasického vrtulníku mechanicky velmi komplikovaný a finančně náročný. Vhodné řešení skýtá koncept mikrovrtulníku, jako je tomu u firmy Draganfly Innovations Inc. a Gress Aerospace Inc. Nejsou však vhodné pro monitorování dlouhých tratí a při požadovaném užitečném zatížení nedodají ani požadovanou dobu letu.

Po přihlédnutí na požadavky a možnosti všech nabízených variant se jako nejvhodnější jeví samokřídlo a konvertoplán Eagle Eye. Z konstrukčního hlediska je samokřídlo „flying-wing“ výrobně jednoduché a mechanizace není náročná. Splní nároky na monitorování objektů i tratí při dostatečné výdrži a užitečném zatížení. Bohužel, z hlediska systému řízení není v našich silách jej realizovat.

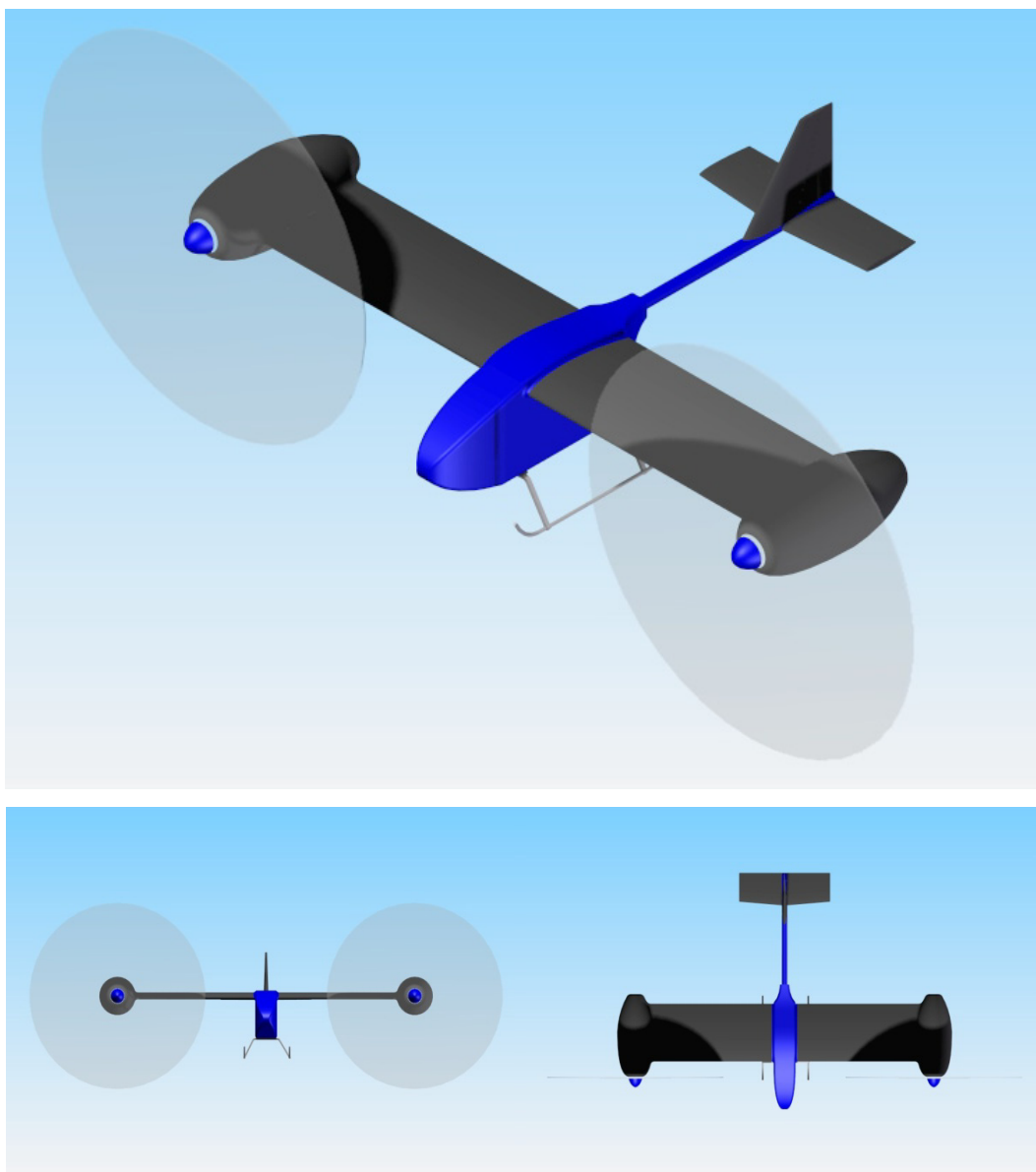
Konečným výběrem je princip konvertoplánu. Konstrukce skýtá určitá úskalí, pro naše účely jsou však možná zjednodušení. Po přizpůsobení jsme schopni realizovat tento koncept a vyhovět požadavkům na něj kladených.

3 NÁVRH UAV SE DVĚMA POHONNÝMI JEDNOTKAMI S ELEKTROPOHONEM

Na základě analýzy bezpilotních prostředků typu VTOL byl vybrán pro realizaci koncept konvertoplánu. Po podrobnějším prostudování problematiky těchto prostředků byl učiněn závěr, že v současné době lze jako vývojově nejpokročilejší konvertoplány považovat V-22 Osprey a UAV Eagle Eye. Z tohoto důvodu při návrhu bude využito poznatků z těchto strojů.

3.1 Koncept

Koncept zobrazen na Obr. 3.1 je navržen, aby co nejefektivněji vyhověl očekávaným požadavkům. Mezi ně patří užitečné zatížení 1kg a jeho variabilita. Předpokládá se především možnost montáže kamer a rozmanité škály telemetrických přístrojů. Tyto přístroje spolu se systémem řízení budou uloženy v přední části trupu na univerzální platformě. Pro požadované letové vlastnosti je důležitá schopnost kolmého startu, z čehož vyplývá rovněž schopnost visení. Přitom ale koncept musí být schopen dosáhnout vysokých přeletových rychlostí a mít poměrně velký dolet. S hlediska přepravy a údržby má splňovat podmínky minimálních nároků na přepravní prostory (modulární konstrukce) a nízkých výrobních nákladů.



Obr. 3.1 Koncept návrhu UAV

3.2 Návrh

Návrh optimálních parametrů vybrané koncepce je poměrně složitou záležitostí. Musíme zohlednit velké množství požadavků a také fakt, že se nejedná o běžný typ letadla. Konvertoplán lze považovat za kombinaci vrtulníku a letounu. Při vzletu, přistání a visení se jedná o tzv. režim vrtulníku. Po překlopení pohonných jednotek o 90° přechází do režimu letadla. Při návrhu je tedy potřeba rozlišovat tyto dva režimy.

Výchozím parametrem s ohledem na výše uvedené skutečnosti je hmotnost. Z celkového součtu dílčích celků je možné vypočítat údaje potřebné pro návrh modelu a tah pohonné jednotky. Odhad vzletové hmotnosti prázdného stroje činí 7,5 kg. Při přičtení užitečného zatížení 1 kg pak hodnota vzroste na 8,5 kg.

Je vhodné upozornit, že provoz bezpilotních prostředků této váhové kategorie podléhá právnímu předpisu vydanému Úřadem pro civilní letectví ČR, tzv. DOPLŇKU X – BEZPILOTNÍ SYSTÉMY, viz http://www.volny.cz/pavel.macek/regulace/Doplnek_X-SMCR.pdf (přístup z 9. dubna 2011).

Rozbor hmotnosti dílčích celku

Konstrukce modelu	3,5 kg
Pohonný systém	3,7 kg
Systém řízení a stabilizace	0,3 kg
Užitečné zatížení	1 kg
Celková odhadovaná hmotnost	8,5 kg

Specifikace návrhu

Délka trupu	1,26 m
Výška trupu	cca. 0,4 m
Rozpětí křídel	1,4 m
Průměr rotorů	2 x 0,97m
Plocha křídel	42 dm ²
Plocha rotorů	147,8 dm ²
Pohonná jednotka	2 x Scorpion HK 3026-1900 kv
Akumulátory	2 x Li-pol, 5S, 6500 mAh
Výdrž	cca. 0,5 hod.

Na základě uvedené hmotnosti byl panem Michalem Podstawkou v jeho bakalářské práci navržen pohonný systém, zajišťující dostatečný výkon (tah). Systém pohonu určil další kriteria (rozměry, hmotnost, umístění) pro návrh. Bližší popis viz. Kapitola 3.8.

Rozpětí křídel činí 1400 mm, hloubka profilu 300 mm. Plocha křídel činí 42 dm² a štíhlost křídla 4,67. Tyto hodnoty byly vypočteny v závislosti na měřítku Eagle Eye a průměru navrženého rotoru viz. Kapitola 3.3.1. Dále jsou provedeny výpočty plošného zatížení křídel ze vztahu:

$$\text{Plošné zatížení} = \frac{m}{s} \quad (3.1)$$

Kde:

m je hmotnost modelu v [g],

s je plocha křídél v [dm²].

Při prázdné hmotnosti:

$$\frac{7500}{42} = 178,6 \text{ g/dm}^2$$

Při maximální vzletové hmotnosti:

$$\frac{8500}{42} = 202,4 \text{ g/dm}^2$$

Dále je potřeba zjistit hodnoty Reynoldsova čísla, která vycházejí z hodnot rychlostí. Ta se odvíjejí v závislosti na ploše křídél a hmotnosti. Přitom se předpokládaný součinitel vztlaku pohybuje v rozmezí 0,2 až 1,6.

Pro výpočet byl použit vztah:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_y}} \quad (3.2)$$

Kde:

v je rychlost v [m·s⁻¹],

g je gravitační zrychlení s hodnotou 9,81 [m·s⁻²],

ρ je hustota vzduchu při 20°C s hodnotou 1,2 [kg·m⁻³],

c_y je součinitel vztlaku s hodnotou 0,2 – 1,6 [-].

Z tohoto výpočtu vycházejí hodnoty Reynoldsova čísla pro vypočtenou oblast rychlostí:

$$Re = 69000 \cdot b \cdot v \quad (3.3)$$

Kde:

b představuje charakteristický rozměr, kterým je hloubka křídla a OP.

hloubka křídla 0,3 m

hloubka ocasních ploch VOP 0,160 m

SOP 0,189 m

Součinitel vztlaku c_y	Rychlost v [m·s ⁻¹]	Re – křidel	Re – VOP	Re – SOP
0,2	40,675	841 972	449 052	530 443
0,4	28,762	595 373	317 533	375 085
0,6	23,484	486 119	259 263	306 255
0,8	20,338	420 997	224 532	265 228
1,0	18,191	376 554	200 829	237 229
1,2	16,606	343 744	183 330	216 559
1,4	15,374	318 242	169 729	200 492
1,6	14,381	297 687	158 766	187 543

Tab. 3.1 Vypočtené hodnoty rychlosti a Reynoldsových čísel

[14, 15, 16, 19]

3.3 Křídlo

Křídlo z hlediska návrhu tvoří klíčový prvek. Jeho vlastnosti zásadně ovlivňují chování celého letounu. Návrh je kompromisem různorodých požadavků kladených ostatními částmi konstrukce. Hlavní funkcí křídla je vytvoření vztlakové síly, při zachování nízkých hodnot odporu. Toho docílíme vhodným výběrem profilu křídla, půdorysného tvaru, rozměru, zkroucení, vzepětí a umístěním vůči trupu. Další faktory, na něž je potřeba brát zřetel, jsou minimální hmotnost a vysoká pevnost. [17, 18]

3.3.1 Geometrická charakteristika křídla

Volba geometrie a rozměrů křidel v případě konvertoplánu nutí rozlišovat fáze letu. Při vzletu, přistání a vísání netvoří nosnou plochu konvertoplánu křídla, ale rotorový systém. V tomto režimu jsou křídla ofukována proudem vzduchu. Ten zvyšuje jejich zatížení a snižuje celkovou účinnost pohonného systému. Z tohoto hlediska je výhodné snížit obtékanou plochu křidel (natačení křidel, sklápění flaperonů). Zcela jinak tomu však je při vodorovném letu, kdy větší plocha křidel zásadně ovlivňuje vznik vztlakové síly.

S ohledem na uvedené skutečnosti využijeme znalosti rozměrů a tvaru UAV Eagle Eye. Aplikujeme z praxe známý zákon geometrické podobnosti, který zní: „Jsou-li tělesa geometricky podobná, stačí pro přesné určení jejich velikosti udat jediný, tzv. charakteristický rozměr. Tento rozměr lze na tělese zvolit v podstatě libovolně. Obvykle však volíme takový

rozměr, který souvisí s nejdůležitějšími sledovanými charakteristikami a je snadno a jednoznačně měřitelný.“ [15] Geometrická podobnost dvou prvků o charakteristických rozměrech nebo plochách je vyjádřen tzv. měřítkem. Měřítko vypočítáme ze vztahu:

$$\mu = \frac{l_2}{l_1} = \sqrt{\frac{S_2}{S_1}} \quad (3.4)$$

Kde:

μ je měřítko,

l_1, S_1 je charakteristický rozměr, plocha v [m, m²],

l_2, S_2 je rozměr, plocha v měřítku v [m, m²].

Pro výpočet zvolíme jako výchozí charakteristický rozměr průměr rotoru Eagle Eye činící 3,05 m. A výchozí rozměr návrhu průměr navrženého rotoru o hodnotě 0,97 m.

Po dosazení:

$$\mu = \frac{0,97}{3,05} = 0,318$$

Pro výpočet rozměru použijeme vztah:

$$l_2 = \mu \cdot l_1$$

Rozpětí křídel:

$$l_2 = 0,318 \cdot 4,32$$

$$l_2 = 1,37 \text{ m}$$

Hloubky profilu:

$$l_2 = 0,318 \cdot 1,126$$

$$l_2 = 0,358 \text{ m}$$

K výpočtu dalších rozměrů a parametrů byl použit program KONSTRUUJEME-II. Program je volně šiřitelný a přístupný na adrese: <http://www.rcrevue.cz/data/documents/17/konstruujemeei.zip> (přístup z 8. května 2011). Tento program vychází z modelářské praxe. Slučuje v sobě dosavadní teorie aerodynamiky,

matematické vzorce, grafy a jejich vztahy, praktické znalosti a zkušenosti. Přehled všech údajů získaných tímto programem je uveden v Příloze I.

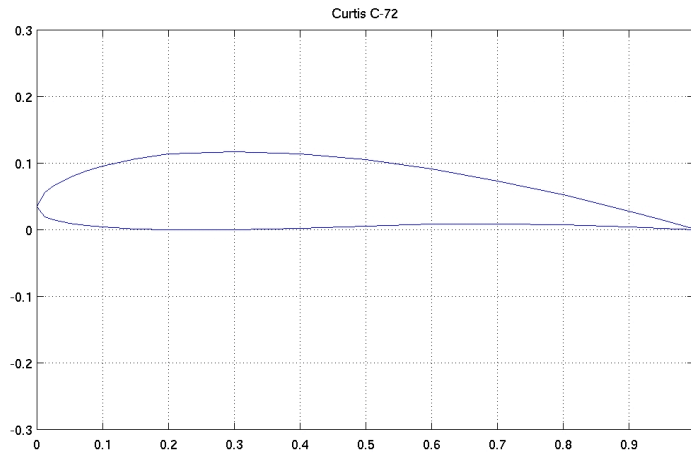
Parametry vypočtené pomocí geometrické podobnosti byly vloženy do výše zmíněného programu a částečně upraveny. Konkrétně se jedná o snížení hloubky profilu a zvýšení rozpětí. Hloubka profilu je snížena s ohledem na odstranění křidélek (flaperonů). Jejich funkci nahradí systém řízení rotorových hlav. Zjednoduší se tak stavba křídel a zmenší ofukovaná plocha. Půdorysný tvar křídel je obdélníkový bez geometrického zkroucení a nulového vzepětí. [14, 15, 16, 17, 18, 19]

Parametry křídel

Rozpětí křídel.....	1400 mm
Hloubka profilu.....	300 mm
Plocha křídel	42 dm ²
Štíhlost křídel.....	4,67 [-]
Zúžení	1 [-]
Vzdálenost neutrálního bodu od náběžné hrany	130 mm
Vzdálenost těžiště od náběžné hrany	112 mm

3.3.2 Profil křídla

Správný výběr profilu hraje významnou roli pro letové vlastnosti a celkové chování modelu (výkonnost). Jeho hloubka, tloušťka, prohnutí a další parametry omezují konstrukční návrh křídla. Při výběru profilu je třeba zvolit, o jaký typ letounu se jedná (motorové, větroň atd.) a vybrat vhodnou skupinu profilů. V tomto případě byl výběr prováděn z modelářských profilů vhodných pro motorové modely a oblast vypočtených Reynoldsových čísel. Nejužívanějšími profily pro tyto účely jsou N 22 (Schmitz), CLARK Y, NACA 2412, Curtis C-72. Na základě jejich porovnání za pomoci programu Profili 2 <http://www.profil2.com/> (přístup z 9. května 2011), viz Příloha II, byl vybrán profil Curtis C-72 (Obr. 3.2), jenž splňuje požadavky aerodynamické i konstrukční. Dále podle průběhů vztlakové čáry a poláry profilu pro hodnoty $Re = 250\,000$ a $500\,000$ byl zvolen úhel náběhu $2,5^\circ$. [13, 15, 20, 22]



Obr. 3.2 Profil Curtis C-72[21]

Charakteristika profilu

Poměrná tloušťka profilu: $\overline{d} = \frac{d}{b}$ hodnota je 11,7 %

Poměrné prohnutí profilu: $\overline{f} = \frac{f}{b}$ hodnota je 5,9 %

Poměrná poloha největší tloušťky profilu: $\overline{x_d} = \frac{x_d}{b}$ hodnota je 30 %

Poměrná poloha největšího prohnutí profilu: $\overline{x_f} = \frac{x_f}{b}$ hodnota je 30 %

Poměrný poloměr náběžné hrany: $\overline{r_n} = \frac{r_n}{b}$ hodnota je 3,4 %

Úhel odtokové hrany: τ 11,5 %

3.3.3 Umístění křídla vůči trupu

Umístění křídla vůči trupu je zvoleno v koncepci hornoplošníku. Toto umístění křídla má kladný vliv na součinitel vztlaku s minimálním přírůstkem škodlivého odporu. Je však podmíněn vhodně tvarovaným přechodem křídla a trupu. Polohu křídla vůči trupu určuje tzv. úhel seřízení. Jedná se o úhel, který svírá tětiva profilu s osou trupu. Tento úhel se u modelů pohybuje v rozmezí 0 až 3°. Jeho velikost je podřízena typu modelu (akrobat, cvičný) a rychlosti letu. Pro návrh byl zvolen, úhel 1,5°.

3.3.4 Návrh konstrukce křídla

Všeobecně je návrh konstrukce křídel podřízen rozměrům, geometrii a působícím zatížením. Zatížení se dělí na statické a dynamické. Statické zatížení je při srovnání s dynamickým zatížením (proměnné v čase, rozdílné intenzity) zanedbatelné. Dále je možné dělení na zatížení spojitá nebo osamělá. Spojitá zatížení vznikají především působením aerodynamických a setrvačných sil. Osamělá zatížení zavádíme teoreticky v jednom bodu. Body jsou voleny převážně v místech napojení křídel na trup (závěsy) nebo napojení motorů, podvozku apod. Pevnost křídel volíme také s ohledem na předpokládanou oblast letové a poryvové obálky. [17]

Nejvyšší podíl zatížení na křídlech vyvodí hmotnost trupu (celková) a hmotnost pohonných jednotek umístěných na koncích křídel. Tato zatížení vyvolají vznik osamělých sil v místech napojení křídla – trup, křídla – pohonná jednotka. Dynamické změny osamělých sil mohou způsobit zatížení až 6 G (maximální předpokládané zatížení modelů v průběhu letu). Tyto síly mohou ovlivnit tuhost křídel a vést k rozkmitání celé konstrukce, což v nejhorším případě povede k destrukci stroje.

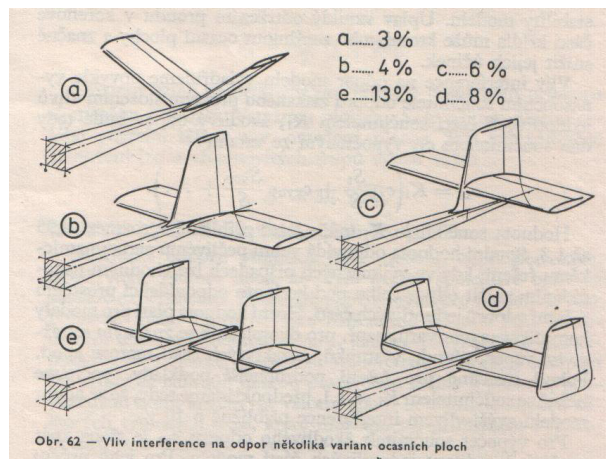
Nejvhodnější konstrukcí při těchto předpokladech jsou kompozitní křídla s dvojicí nosníků tvaru I. Nosníky, které jsou v rozestupu 30 mm, budou umístěny ve vzdálenosti 112 mm od náběžné hrany křídla (těžiště). Tyto nosníky vytvoří torzní skříň vhodnou pro uložení vodicích pouzder s ložisky nosníků překlápění pohonných jednotek. Toto propojení zajistí vzájemné přenášení sil, potažmo umožní snížit rozměry nosníků křídel a nosníků překlápění pohonných jednotek. Výsledkem je celkové snížení hmotnosti této sestavy.

Propojení křídel a trupu realizujeme pomocí pouzder. Pouzdra budou umístěna v přední a zadní části profilu v kořeni křídla. Spojení se provede přes hliníkové spojky, které se budou podílet na přenosu zatížení osamělých sil (křídlo – trup) a zároveň umožní snadnou demontáž. [17, 18]

3.4 Ocasní plochy

Vhodná volba ocasních ploch zásadně ovlivňuje letové vlastnosti prostředku. Ocasní plochy slouží k zajištění říditelnosti a stability (podélné, stranové) letounu. Hlavním důvodem užívání ocasních ploch je, že jejich aplikací lze nejjednodušeji zaručit požadavky stability a říditelnosti i v případech značného posuvu těžiště. Mezi nevýhody ocasních ploch patří zvyšování celkového odporu a hmotnosti. Správný návrh tvaru, uspořádání a polohy tyto nežádoucí vlastnosti částečně omezují. Při výběru byly porovnány ocasní plochy

(viz Obr. 3.3) typu D (využívané bezpilotním prostředkem Eagle Eye) a typu B. Na základě jejich porovnání byl vybrán typ B. Důvodem tohoto výběru, je snaha o zjednodušení řídicích ploch a snížení hmotnosti. [18] Dalším důvodem je využívání cyklického řízení rotorů k zatáčení.



Obr. 3.3 Typy uspořádání ocasních ploch [16]

3.4.1 Geometrická charakteristika ocasních ploch

Byl zvolen lichoběžníkový půdorysný tvar ocasních ploch. Hodnoty rozměrů ocasních ploch byly získány za pomoci programu KONSTRUUJEME-II, viz Příloha I. [14, 15, 16, 17, 18, 19]

Parametry ocasních ploch

- VOP

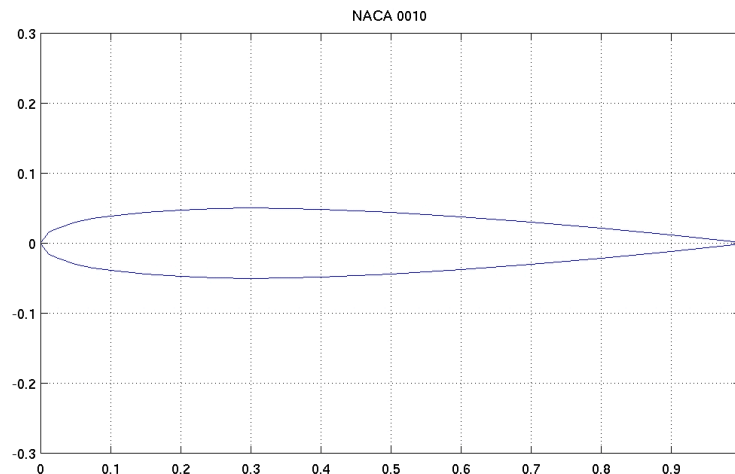
Rozpětí.....	514 mm
Hloubka profilu u kořene.....	170 mm
Hloubka profilu na konci	150 mm
Střední geometrická hloubka profilu	160 mm
Mohutnost A_{vop}	0,42 [-]
Plocha VOP	8,2 dm ²
Zúžení VOP	0,88 [-]
Štíhlost VOP	3,21 [-]
Hloubka výškového kormidla.....	45 mm

- SOP

Výška	225 mm
Hloubka profilu u kořene	210 mm
Hloubka profilu na konci	90 mm
Mohutnost Asop.....	0,037 [-]
Plocha SOP	3,4 dm ²
Hloubka směrového kormidla.....	60 mm

3.4.2 Profil ocasních ploch

Výběr profilu ocasních ploch podléhá ve značné míře shodným pravidlům jako výběr profilů křídel. Avšak profily ocasních ploch se ve většině případu volí symetrické, aby aerodynamické síly způsobovaly v obou směrech vychylování stejné účinky. Nejvyužívanějšími profily pro ocasní plochy v modelářské praxi jsou NACA 0008 až 0012. Tyto profily vyhovují také oblasti vypočtených Reynoldsových čísel. Zvolen byl profil NACA 0010-64 (viz Obr. 3.4) s ohledem na konstrukční požadavky (tloušťka profilu). [13,15,20,22]



Obr. 3.4 Profil NACA 0010[21]

Charakteristika profilu

Poměrná tloušťka profilu: $\bar{d} = \frac{d}{b}$ hodnota je 10 %

Poměrné prohnutí profilu: $\bar{f} = \frac{f}{b}$ hodnota je 0 %

Poměrná poloha největší tloušťky profilu: $\overline{x_d} = \frac{x_d}{b}$ hodnota je 39,7 %

Poměrný poloměr náběžné hrany: $\overline{r_n} = \frac{r_n}{b}$ hodnota je 2,9 %

Úhel odtokové hrany: τ 17,7 %

3.4.3 Návrh konstrukce ocasních ploch

Konstrukční provedení ocasních ploch je voleno shodné s konstrukcí křídel. Jedná se o kompozitní konstrukci s použitím dvou nosníků tvaru I, hlavního v poloze největší tloušťky profilu a pomocného v místě dělení kormidel (SOP, VOP). Tato volba zaručí dostatečnou pevnost a tuhost vůči účinkům aerodynamických a setrvačných sil. Dále umožní jednoduchou montáž servomotoru firmy Hitec typu HS-125 MG (viz Obr. 3.5) pro řízení kormidel VOP a SOP. Ocasní plochy budou nedělitelně upevněny na uhlíkové trubce trupu. [17, 18]

Parametry servomotoru Hitec HS-125 MG

Tah3,5 kg/cm

Rychlost0,17 s/60°

Rozměry.....30 x 10 x 34 mm

Hmotnost.....24 g



Obr. 3.5 Servomotor HS-125 MG [26]

3.5 Trup

Správný návrh trupu hraje stejně významnou roli jako návrh křídel. Vlastnosti trupu (jakožto hlavní části konstrukce letadla) zásadně ovlivňuje celkové aerodynamické vlastnosti (odpor). Konstrukce spojuje dílčí celky letounu, jako jsou: křídla, ocasní plochy, podvozek atd. Všeobecně slouží k umístění lidské posádky (pasažérů), vybavení, mechanických

systému, výstroje, paliva, užitečného zatížení atd. Tyto skutečnosti rozhodují o volbě tvarů, rozměrů, tuhosti a pevnosti konstrukčního provedení.

3.5.1 Geometrická charakteristika trupu

Návrh trupu konvertoplánu byl podroben všeobecným zásadám, používaným při projektování. Ty uvádějí, že základní volba rozměrů a tvarů vychází v převážné míře ze snahy o optimalizaci rozmístění prvků uložených v trupu. Odpor trupu ovlivňuje především jeho poměr délky k jeho příčnému průřezu. Tuto závislost hodnot vyjadřuje štíhlost trupu λ_{tr} . Běžné trupy modelů letadel se pohybují v rozsahu 3 až 5, dle provedení. [17, 18, 19]

Štíhlost trupu λ_{tr} je vyjádřena vztahem:

$$\lambda_{tr} = \frac{2 \cdot l_{tr}}{a + b}, \text{ nebo } \lambda_{tr} = \frac{l_{tr}}{D} \quad (3.4)$$

Kde:

a je největší výška trupu [m],

b je největší šířka trupu [m],

D je největší čelní průřez trupu [m],

l_{tr} je délka trupu [m].

Po dosazení:

$$\lambda_{tr} = \frac{2 \cdot 0,7}{0,15 + 0,25} = 3,5$$

Parametry trupu

Délka trupu	1260 mm
Délka přední části trupu k náběžné hraně křídla	253 mm
Vzdálenost odtokové hrany křídla k náběžné hraně VOP	462 mm
Poloha těžiště od náběžné hrany křídla.....	112 mm
Těžištní zásoba.....	8 %
Štíhlost trupu.....	3,5 [-]

3.5.2 Návrh konstrukce trupu

Volba konstrukčního provedení trupu je provedena na základě kritérií, kterými jsou:

1. rozměry vypočtené pomocí programu KONSTRUJEME-II,
2. aerodynamický čistý tvar zaručující nízký přírůstek odporu (kapotáž),
3. rozměry a tvary komponent systému řízení, stabilizace, pohonného systému, užitečné zátěže a návrhu jako celku,
4. nízká hmotnost a vysoká pevnost (tuhost) konstrukce,
5. snadná montáž, demontáž a případná úprava celků (modulární) konstrukce.

Vhodným konstrukčním provedením při těchto předpokladech se jeví trup rozdělen na dva hlavní celky. Kapotáž zajišťující především aerodynamický čistý tvar a hlavní rám spojující komponenty modelu v jeden celek. Takovéto rozdělení umožňuje snadné modifikace tvaru či konstrukce, téměř nezávisle na sobě.

Kapotáž jako samostatný celek prochází změnami nečastěji a to z důvodu záměn přídatného zatížení (telemetrie, video-fotografické zařízení). Proto její oddělení od hlavního rámu má své značné výhody. Jednoznačně zvolit technologie výroby a materiál kapotáže v tomto stádiu návrhu není možné. Vhodnou volbou by však mohly být sklolaminát nebo lehké plasty, běžně k těmto účelům používané. Vynikají nízkou hmotností a příznivými cenami.

Hlavní rám zajišťuje spojení všech celků UAV. Jeho návrh do značné míry ovlivňuje celkový úspěch (či neúspěch) konceptu. Přenáší značné síly vyvolané především pohonnými jednotkami, aerodynamickými silami a celkovou hmotností. Dále zajišťuje uložení vybavení a mechanických prvků. Optimálním provedením je vytvoření rámu pomocí bočnic, přepážek a potřebných pouzder dle mechaniky. Jejich spojením je možno vytvořit tuhý a přitom lehký trup splňující veškerá očekávání (ověřeno na konstrukci prototypu viz Kapitola 4). Na takto namáhané prvky se v dnešní modelářské praxi (i všeobecném letectví) používají především uhlíkové desky a slitiny duralu.

3.5.3 Užitečné zatížení

Návrh UAV předpokládá využívání užitečného zatížení 1 kg a variabilitu jeho umístění. Očekává se především užití telemetrických a video-fotografických zařízení. Tyto prvky mohou být uloženy především v přední části trupu na univerzální platformě vyrobené přesně pro konkrétní zařízení a upevněné k trupu stroje. Popřípadě pomocí nosiče (viz Obr. 3.6) na přistávací zařízení. Dalším předpokladem je použití ovladatelného kamerového systému

(viz Obr. 3.7) pouze pro potřeby operátora řídicího UAV. Bližší informace k této problematice je možno nalézt v bakalářské práci pana Dariusze Cymeryse.



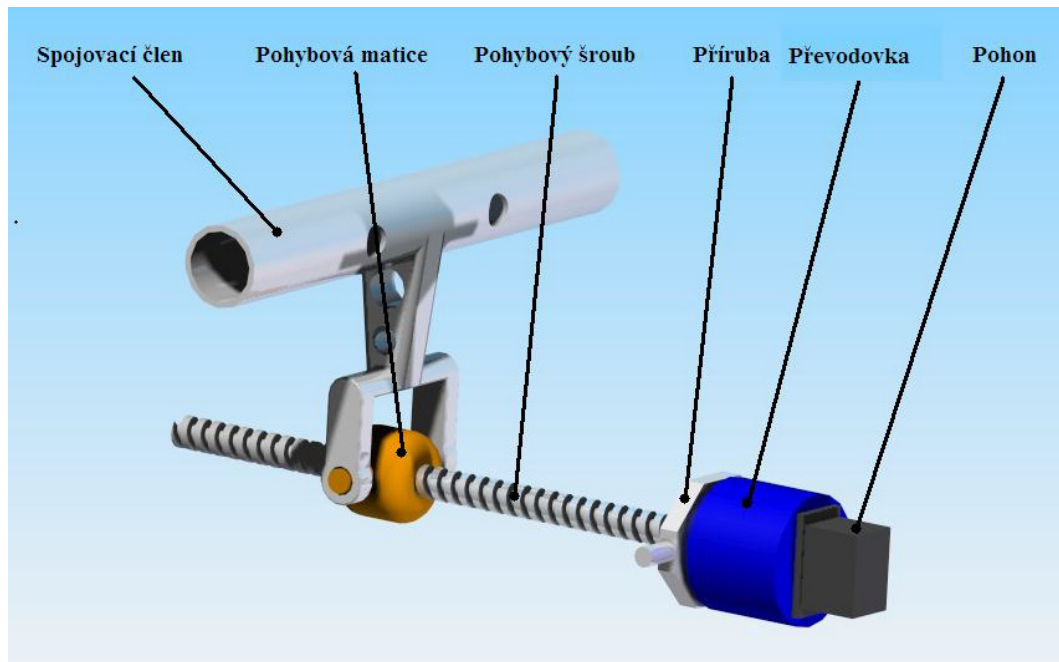
Obr. 3.6 Nosič video-fotografických zařízení [29]



Obr. 3.7 Ovladatelný kamerový systém [29]

3.6 Mechanika překlápění pohonných jednotek

Mechanický systém překlápění pohonných jednotek zajišťuje stěžejní funkci konvertoplánu. Je nedílnou součástí trupu a provádí natáčení pohonných jednotek v rozsahu 90° . Tento rozsah zaručuje plynulý přechod mezi režimy letu. Mechanické provedení musí splňovat nároky na vysokou spolehlivost, tuhost, přesný chod a nízkou hmotnost. Z mnoha typu převodových ústrojí tyto podmínky nejlépe splňuje řešení s pohybovým šroubem. Tento způsob umožňuje přesný převod otáčivého pohybu na pohyb lineární. Pohybové šrouby našly také značné využití ve všeobecném letectví pro své výborné vlastnosti. [23]



Obr. 3.8 Mechanika překlápění pohonných jednotek

Mechanické provedení se skládá z 5 celku, kterými jsou:

1. Pohon

Realizuje servomotor firmy Hitec typ HS-785 HB. Tento servomotor umožňuje přesné polohování hřídele v rozsahu 1260 (3,5 otáčky) s rychlostí otáčení 1,38s/ot a tahem 13,2 kg/cm (vše při napájení 6V). Převody jsou zhotoveny z uhlíkových vláken a uloženy v ložiscích. Hmotnost servomotoru činí 110g. [26]

2. Převodovka

Jedná se o spojovací článek servomotoru a pohybového šroubu. Bude upevněna na přírubu v otočném závěsu trupu. Převodovka zajistí navýšení počtu otáček servomotoru HS-785 HB na hodnotu postačující k získání dostatečného zdvihu pohybového šroubu. Předpokládaný převodový poměr 35:1 navýší počet otáček na hodnotu 122,5. Převodovka z hlediska konstrukce vyžaduje zakázkovou výrobu.

3. Pohybový šroub

Převádí otáčivý pohyb na pohyb lineární. To umožňuje překlápění pohonných jednotek o vyžadovaných 90°. Účinnost šroubu ovlivňuje velikost stoupání, tření v závitu mezi šroubem a maticí. Na výrobu těchto mechanismů se specializuje firma Servo-drive. Vyniká výrobou precizních pohybových šroubů malých rozměrů a hmotností. S ohledem na tuto skutečnost je vybrán trapézový šroub jednostopý, délky 120 mm, průměru 4,76 mm

a stoupání 1,27 mm/ot. Trapézový šroub bude veden v pohybové matici, která je součástí spojovacího členu. [23, 24]

4. Spojovací člen

Tento celek představuje spojení tří dílčích prvků:

- hřídele sloužící k napojení nosníků pohonných jednotek,
- ramene s uložením pro pohybovou matici,
- pohybové matice.

Jejich sloučení do jednoho celku tvoří hlavní část celé kinematiky. Otáčením pohybového šroubu v pohybové matici dochází k lineárnímu pohybu. Volné uložení matice umožňuje vychylování ramene, které svým spojením s hřídelí (uloženou v trupu) ji otáčí.

5. Nosníky pohonných jednotek

Při výběru typu nosníku byl brán zřetel na tyto hlavní požadavky:

- schopnost odolávat zatížením vyvolaným pohonným systémem během letu. Jedná se především o ohyb vyvozený hmotností pohonných jednotek a krut způsobený gyroskopickými momenty od rotorů,
- jednoduchý způsob uložení v trupu a křídlech,
- snadná montáž pohonných jednotek,
- možnost vedení kabeláže (napájení motoru, ovládání servomotoru),
- možnost dělení nosníků v centroplánu trupu za účelem snadné montáže (demontáže).

Těmto kritériím nejlépe vyhovuje nosník kruhového průřezu. Vyniká vysokou torzní tuhostí, umožňuje snadné uložení (např. kluzná ložiska) a dělení. Jeho dutina také zajišťuje vedení kabeláže. Jako vhodný materiál se pro tento účel jeví slitiny hliníku (především vysokopevnostní duraly).

3.7 Přistávací zařízení

Při výběru typu přistávacího zařízení je nutné splnit požadavky kladené z pohledu jeho provozu a zatížení. Dále se musí zaručit bezpečný a stabilní vzlet (přistání). Z hlediska možnosti kolmého startu a přistání konvertoplánu není potřeba volit přistávací zařízení umožňující pohyb po vzletové a přistávací dráze. Návrh bude opatřen podvozkem lyžinového typu. Jedná se o konstrukčně jednoduché a hmotnostně nenáročné provedení s minimálními nároky na montáž a údržbu. Pro návrh je optimální využít podvozek komerčně nabízených vrtulníků stejné váhové kategorie, zaručí se tímto dostatečná pevnost a tuhost. Podvozky této

velikosti mají hmotnost cca 0,3 kg a rozměry šířka: 250–300 mm, délka: 300–370 mm, výška: 80–100 mm. [26, 27]

3.8 Pohonný systém

Navržený pohonný systém tvoří dvě samostatné sestavy. Tyto sestavy jsou uloženy do gondol, připojených pomocí přírub na nosníky mechaniky překlápění. Navržená sestava se skládá z třílísté rotorové hlavy typu CCPM o průměru 970 mm. Ovládání rotorové hlavy je realizováno pomocí 3 kusů servomotoru značky Hitec HS-5245 MG připojených do systému řízení a stabilizace. Náhon rotorové hlavy zajišťuje ozubený převod napojený k elektromotoru Scorpion HK 3026-1900 kv. Řízení motoru obstarává regulátor otáček značky JETI model typ SPIN 75 OPTO v režimu governor. Funkce governor udržuje konstantní otáčky motoru a zaručuje synchronizaci obou sestav. Jako zdroj elektrické energie jsou zvoleny dva akumulátory typu Li-pol 5S (18,5 V) 6500 mAh uložené v trupu modelu. Celková hmotnost pohonného systému činí cca 3700 g v závislosti na použitých akumulátorech. Podrobnější informace k pohonnému systému uvádí ve své bakalářské práci pan Michal Podstawka.

3.9 Systém řízení

Systém řízení návrhu je do značné míry shodný jako v případě letounu V-22 Osprey a UAV Eagle Eye. Oba stroje využívají k řízení letu rotorové hlavy, křídélka (flaperony), výškové a zdvojené směrové kormidlo. Využití prvků řízení během letu není vždy v plném rozsahu jejich možností. Záleží na fázi letu, ve které se stroj konkrétně nachází. Tyto fáze lze rozdělit na režim „vrtulníku“, „letounu“ a oblast přechodu, kdy dochází k jejich prolínání. Zásadní změnou v navrhovaném ovládání je zjednodušení směrového kormidla a odstranění křidélek (flaperonů) za účelem zjednodušení konstrukce křídel. Úlohu křidélek nahradí systém cyklického řízení rotoru. Podrobnější informace k systému řízení uvedl ve své bakalářské práci pan Dariusz Cymerys.

3.10 Odhadovaná hmotnost a finanční náklady

Určování hmotnosti a výrobních nákladů ve fázi návrhu je poměrně složité. Přesné údaje je možné získat pouze detailním návrhem konstrukce. Je tedy možné provést pouze hrubý odhad na základě zkušeností a porovnání podobných konstrukcí. [28]

Odhadovaná hmotnost dílčích celků

Křídla	1 kg
Ocasní plochy	0,4 kg
Trup.....	1 kg
Mechanika překlápění	0,8 kg
Přistávací zařízení	0,3 kg
Celková odhadovaná hmotnost.....	3,5 kg

Odhadované výrobní náklady

Křídla	7 000 Kč
Ocasní plochy	3 500 Kč
Trup.....	8 000 Kč
Mechanika překlápění	5 000 Kč
Přistávací zařízení	1 000 Kč
Odhadované výrobní náklady	24 500 Kč

3.11 Částečný závěr

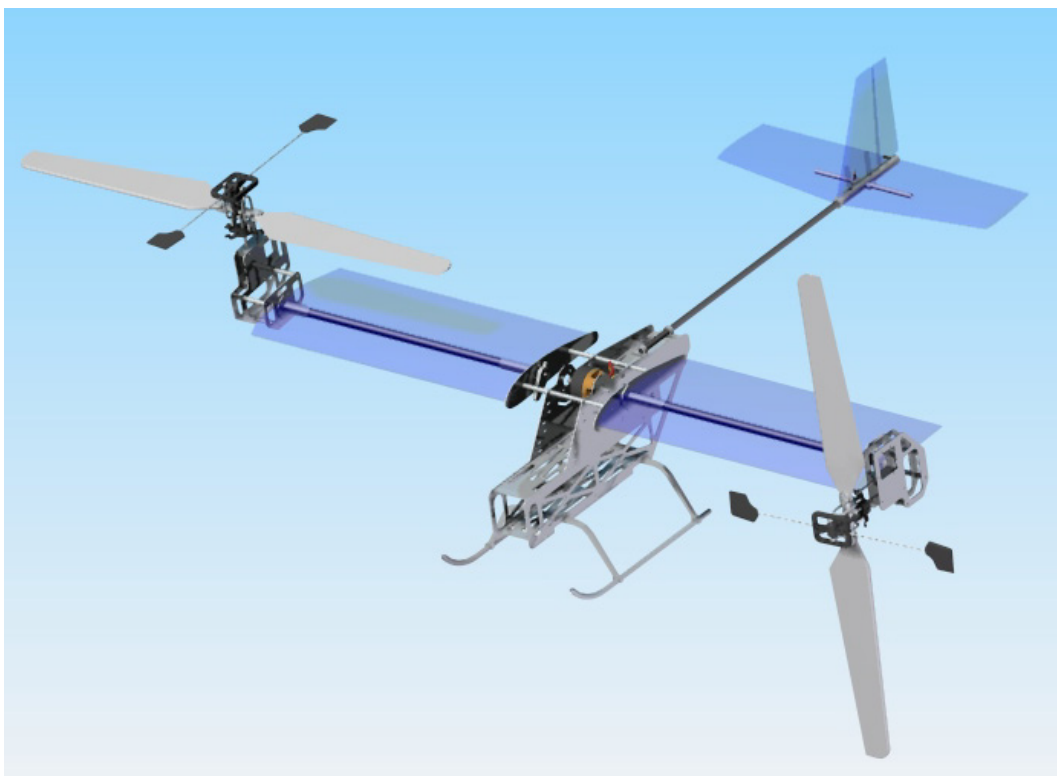
V této kapitole byl popsán výběr a proveden vlastní návrh konceptu pro vybraný typ bezpilotního prostředku. Na základě požadovaných kritérií byly určeny základní rozměry, hmotnosti a rychlosti. Tyto parametry umožnily další postup při návrhu UAV. Jednotlivé statě kapitoly popisují konkrétněji dílčí celky. Ty jsou navrženy dle všeobecných zásad návrhu letounu. Vhodný výběr konstrukce je založen na porovnání možných variant. Dále jsou provedeny odhady výrobních nákladů konceptu. Kapitola podává základní nástin, kterým by se měl detailnější návrh jednotlivých konstrukčních celků ubírat.

4 NÁVRH A ČÁSTEČNÁ REALIZACE KONSTRUKCE UAV

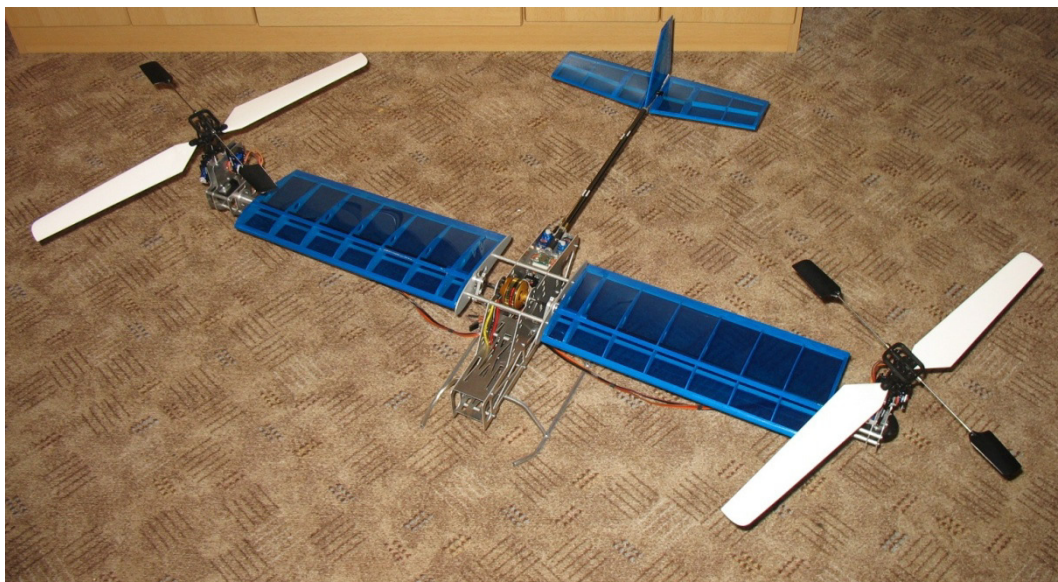
Započetí částečné realizace v přesném znění dle kapitoly číslo 3 vyžaduje značné finanční a časové nároky. Nebylo by možné v celkovém vývoji tohoto konceptu příliš pokročit. S přihlédnutím k této skutečnosti bylo rozhodnuto, že částečná realizace bude provedena pomocí prototypu menších rozměrů. Ten nezajistí splnění hlavních cílů. Umožní při podstatně nižších vstupních nákladech ověření základních hypotéz, které byly v oblasti systému řízení, pohonu a konstrukce provedeny.

4.1 Návrh

Částečná realizace prototypu je provedena s ohledem na volenou koncepci. Návrh konstrukce a parametrů byl podroben stejným postupům a výpočtům, jakých bylo použito v kapitole 3. Konstrukční návrh jednotlivých dílů byl vytvořen v 3D CAD systému SOLID EDGE V19. Ten umožnil detailní zpracování a následné sestavení 3D modelu, zobrazeného na Obr. 4.1. Tímto se realizace stala přehlednější a zároveň předešla mnohým chybám. Vytvořené 3D modely jednotlivých dílů byly následně použity při výrobě. Vyrobený prototyp je zobrazen na Obr. 4.2.



Obr. 4.1 3D model prototypu



Obr. 4.2 Vyrobený prototyp

Konstrukční provedení prototypu se mírně liší od návrhu s ohledem na snahu zjednodušení, snížení ceny a celkové hmotnosti. Byla snaha provést co největší část realizace svépomocí, popřípadě z dostupných zdrojů. Konstrukce je sestavena především z laserem vyrobených výpalků a soustružených nebo frézovaných dílů. Volba materiálů a dimenzování byla provedena empiricky, na základě zkušeností.

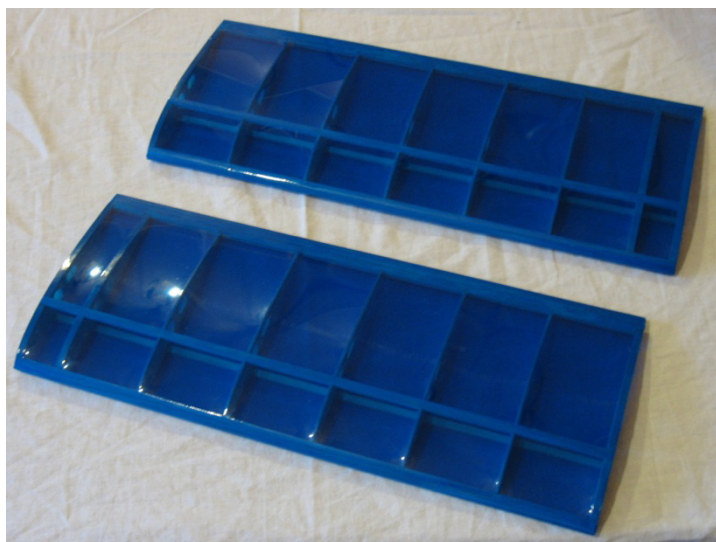
Hlavní rozdíly prototypu oproti návrhu jsou:

1. systém pohonu využívá pouze jednoho motoru a akumulátoru,
2. nosníky překlápění jsou použity k vedení transmisních hřídelí zajišťujících pohon rotorových hlav,
3. mechanika překlápění je realizována za pomoci pák a táhel,
4. křídla, ocasní plochy jsou vyrobeny klasickou balsovou konstrukcí a potaženy nažehlovací fólií,
5. křídla prototypu se nepodílejí na přenášení zatížení od pohonných jednotek,
6. servomotory řízení ocasních ploch nejsou jejich součástí, nýbrž jsou umístěny v zadní části trupu,
7. výšková ocasní plocha je v provedení „plovoucí“.

4.2 Křídla

Křídla prototypu tvoří dvě poloviny obdélníkového půdorysného tvaru bez geometrického zkroucení a s nulovým vzepětím. Základ kostry každé poloviny křídla tvoří jeden hlavní kruhový nosník. Nosič je tenkostěnná uhlíková trubka o průměr 10 mm. Dále slouží jako pouzdro k připojení na trup a uložení balsových žeber. Žebra jsou vyrobena

z balsy tloušťky 1,5 mm, resp. 4 mm a obsahují výřezy pro vedení kabeláže k pohonným jednotkám. Náběžná hrana je vyrobena z balsového hranolu 6 x 10 mm a odtoková z hranolu 13 x 3,5 mm. Potah křídel tvoří nažehlovací fólie firmy Solarfilm. Vůči samovolnému vysunutí jsou křídla vybavena dvěma páry neodymových magnetů, přilepených k trupu a kořenovým žebřím křídel. Takto vyrobená křídla mají dostatečnou pevnost, nízkou hmotnost a na stavbu nejsou náročná. Hmotnost křídel činí 35 g.



Obr. 4.3 Křídla

Parametry křídel

Rozpětí křídel.....	800 mm
Hloubka profilu.....	135 mm
Plocha křídel	10,8 dm ²
Štíhlost křídel.....	5,93 [-]
Zúžení	1 [-]

4.3 Ocasní plochy

4.3.1 Svislé ocasní plochy

SOP tvoří kýl a směrové kormidlo lichoběžníkového půdorysného tvaru, s profilem zužujícím se směrem ke konci svislých ploch. Kostry SOP jsou vyrobeny z balsy a potaženy nažehlovací fólií. Kýl je pevně přilepen k dílu sloužícímu k napojení OP. Směrové kormidlo je připevněno na kýl samolepící páskou, která plní funkci pantu. Ke směrovému kormidlu je přilepená páka ovládání.

Parametry SOP

Výška	101 mm
Hloubka kořenového žebra	95 mm
Hloubka koncového žebra	68 mm
Hloubka směrového kormidla u (kořene)	30 mm
(konce)	20 mm

4.3.2 Výškové ocasní plochy

Oproti návrhu je výšková ocasní plocha prototypu v provedení plovoucí. K této změně bylo přistoupeno z obavy, že velikost vypočteného výškového kormidla ani jeho zvětšení nemusí být dostatečně účinné při přechodu letounu z režimů vrtulník do režimu letoun.

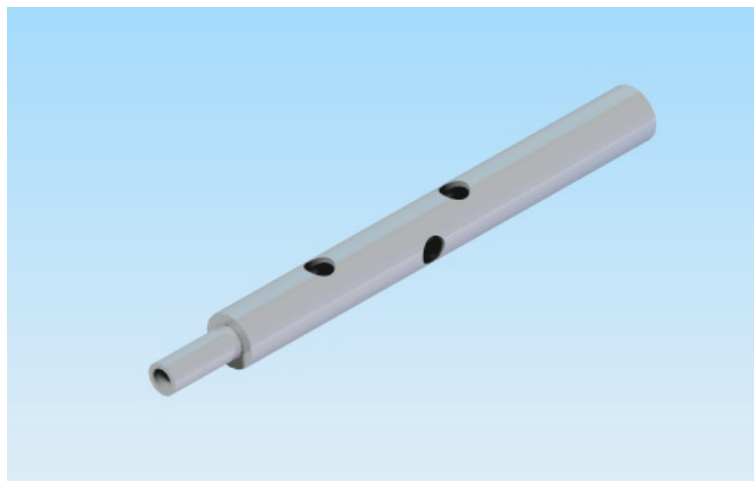
Konstrukci tvoří dvě poloviny lichoběžníkového půdorysného tvaru, s profilem zužujícím se po rozpětí vodorovných ploch. Kostry VOP jsou vyrobeny z balsy a potaženy nažehlovací fólií. V obou polovinách VOP jsou vlepena mezi první a druhé kořenové žebro papírová pouzdra sloužící k zajištění spojovací hřídele. Hřídel tvoří hliníková tenkostěnná trubka o průměru 5 mm. Dále je k levé polovině VOP upevněna páka ovládání.

Parametry VOP

Rozpětí.....	294 mm
Hloubka kořenového žebra	90 mm
Hloubka koncového žebra	70 mm
Střední geometrická hloubka	80 mm

4.3.3 Napojení ocasních ploch

K napojení ocasních ploch a ocasní trubky slouží soustružený díl vyrobený z hliníkové tyče průměru 10 mm a celkové délky 110 mm (viz Obr. 4.4). Tento prvek je dutý (tloušťka stěny 1 mm), aby byla snížena jeho hmotnost. Dále je opatřen otvory pro připojení SOP a průchozím otvorem pro vedení hřídele VOP. Zúžený konec průměru 6 mm a délky 20 mm slouží jako trn pro přilepení uhlíkové ocasní trubky průměru 8 mm. Tato trubka je upevněna ve dvou pouzdrech v zadní části trupu.



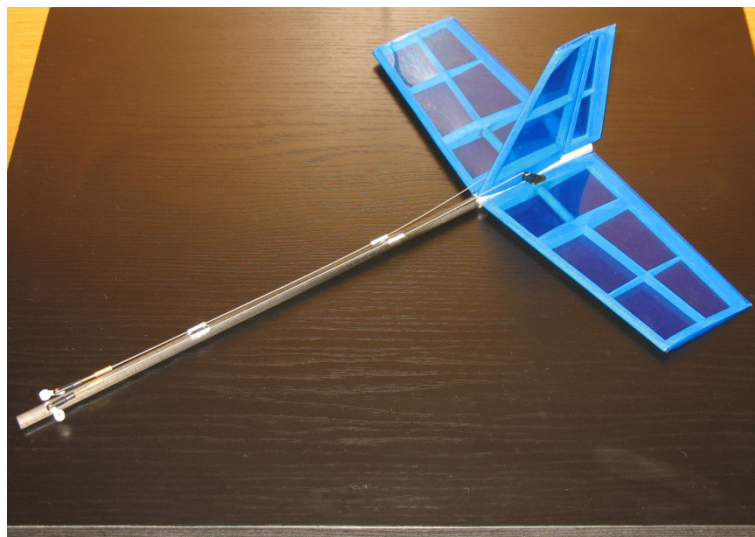
Obr. 4.4 Díl napojení ocasních ploch

4.3.4 Ovládání ocasních ploch

Ovládání ocasních ploch zajišťují dva servomotory firmy Hitec typ HS-55. Tyto servomotory vynikají svými malými rozměry, nízkou hmotností a vysokou kvalitou při nízkých pořizovacích nákladech. Servomotory jsou přišroubovány v úložné desce na zadní části trupu. Na páky servomotoru jsou připojeny precizní plastové vidličky, do nichž jsou našroubovány nastavitelné bronzové spojky, které umožňují přesné nastavení nulové polohy VOP a SOP. Ve spojkách jsou připájeny ocelové dráty průměru 0,8 mm. Dráty jsou vedeny v plastových pouzdrech přilepených k ocasní trubce. Dráty jsou zakončeny dvojitým zahnutím ve tvaru písmene „Z“. Tyto konce jsou vsunuty do děr v pákách VOP a SOP. Takto vyrobená a propojená sestava zajišťuje přesný a plynulý pohyb OP. Výchyly OP jsou nastaveny na hodnoty $VOP \pm 15$ stupňů, $SOP \pm 25$ stupňů. Tyto hodnoty jsou všeobecně používány pro prvotní nastavení a dle potřeby je možná jejich změna.

Parametry servomotoru HS-55

Tah	1.1 kg/cm
Rychlost	0.17 s/60°
Rozměry	22.8 x 11.6 x 24 mm
Hmotnost	8 g



Obr. 4.5 Ocasní plochy

4.3.5 Částečný závěr

Jedná se o klasické uspořádání ocasních ploch. Konstrukce ocasních ploch zobrazena na Obr. 4.5 je realizována spojením 4 základních celků. Vyniká konstrukční nenáročností a nízkou hmotností 30 g (bez servomotorů).

4.4 Trup

Návrh konstrukce trupu byl podřízen dvěma základním kritériím, kterými jsou:

6. rozměry vypočtené pomocí programu KONSTRUJEME-II,
7. rozměry a tvary komponent systému řízení, stabilizace, pohonného systému a návrhu jako celku.

Ad 1.

Hlavní vypočtené rozměry trupu

Celková délka trupu	720 mm
Přední část trupu po náběžnou hranu křídla.....	153 mm
Vzdálenost těžiště od náběžné hrany	58 mm
Vzdálenost neutrálního bodu od náběžné hrany	69 mm
Rameno VOP	463 mm

Ad 2.

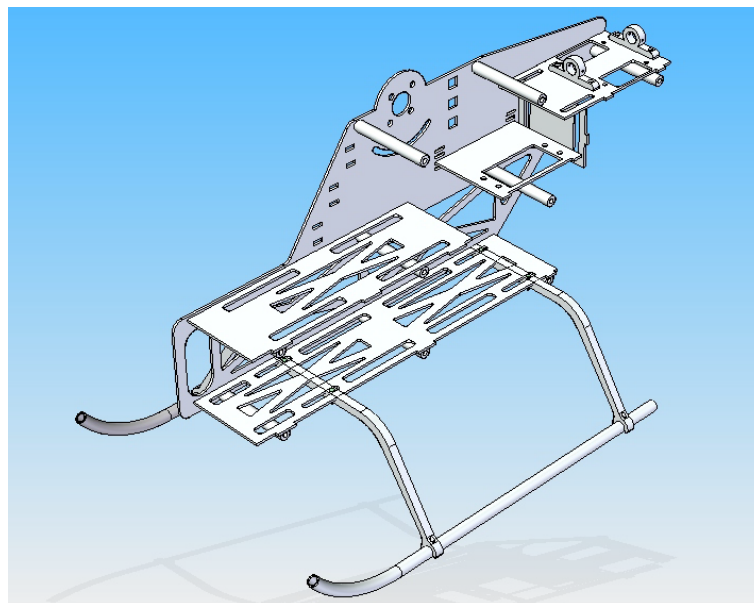
Zbývající rozměry, tvary a umístění komponent a dílů trupu byly voleny s ohledem na klíčové prvky návrhu. Jsou jimi:

- Elektronické vybavení: přijímač DUPLEX R8,
řídící jednotka MS-025,
střídavý regulátor SPIN 33,
akumulátor 3S 2200mAh,
2x gyroskop MS-024,
kabeláž.
- Elektromechanické vybavení: servomotor mechaniky překlápění HS-225 BB,
2x servomotory ocasních ploch HS-55,
střídavý elektromotor AXI 2808/24.
- Mechanické prvky: křídla a jejich umístění
OP a jejich umístění,
mechanika překlápění a její umístění,
přistávací zařízení a jeho umístění.

[25, 26, 27]

4.4.1 Konstrukční provedení trupu

Konstrukce trupu prototypu je složena jako sestava z jednotlivých kusů, (viz Obr. 4.6). Převážnou část dílů tvoří laserové výpalky z hliníku tloušťky 1,2 mm a 4 mm. Zbývající díly jsou vyrobeny soustružením z hliníkových kulatin. Kompletní přehled vypočtených rozměrů a vytvořených 3D návrhu dílů je možno nalézt v Příloze I a IV.



Obr. 4.6 Trup

Sestava trupu je složena z těchto dílů:

Bočnic

Hlavní rám trupu je vyroben z 2 kusů bočnic. Tyto bočnice jsou spojeny pomocí šroubů a 9 kusů svorníků, o průměru 5 mm a délky 40 mm. Bočnice pro účely napojení jednotlivých komponent a celků disponují řadou otvorů. Kruhové otvory jsou určeny pro montáž svorníků a elektromotoru, obdélníkové slouží v převážně míře jako „zámky“, do kterých jsou vloženy přepážky sloužící k upevnění jednotlivých komponent a dílčích celků a jako pomocné pro zajištění kabeláže. Ostatní otvory slouží jako odlehčení.

Přepážek

Spodní přepážka tvoří „dno“ trupu. Slouží pro montáž přístávacího zařízení a uložení akumulátoru. Délka přepážky umožňuje posun akumulátoru po celé délce trupu. Vrchní přepážka v přední části trupu slouží k uložení přijímače Duplex R8, řídicí jednotky MS-025 a střídavý regulátor SPIN 33. Obě desky jsou vyrobeny s odlehčovacími a montážními otvory.

K uložení servomotoru překlápění pohonných jednotek HS-225 BB slouží samostatná přepážka. Ta obsahuje pouze otvory pro montáž servomotoru.

K uložení 2 kusů gyroskopu MS-024 jsou určeny dvě přepážky na konci trupu. Tyto přepážky mezi sebou svírají úhel 90°. Toto uspořádání je nutné s ohledem na potřebnou polohu gyroskopů pro jejich správnou funkci. Dále vrchní přepážka slouží pro montáž 2 kusů servomotoru HS-55 ocasních ploch. K této přepážce jsou rovněž přišroubována pouzdra k upevnění ocasní trubky.

4.4.2 Částečný závěr

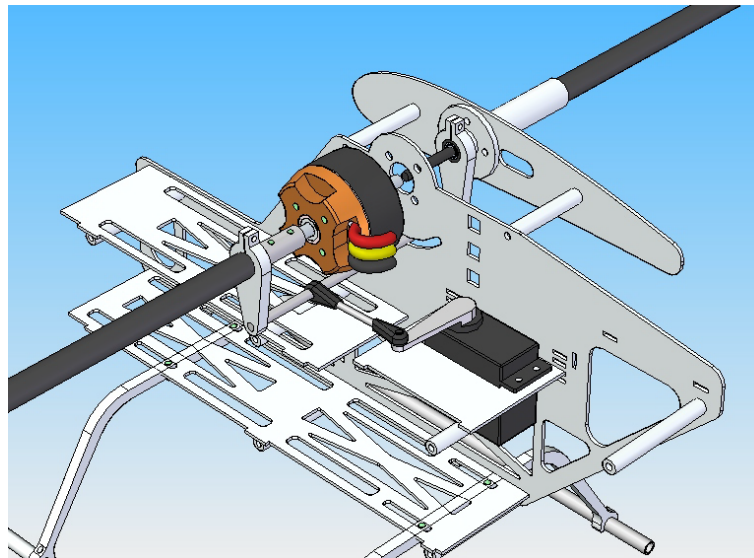
Navržená konstrukce trupu splnila veškerá vyžadována kritéria uvedena na začátku kapitoly. Dále umožní díky své modulární konstrukci v případě potřeby jednoduchou úpravu nebo výměnu dílčích celků. Trup je dostatečně pevný a při montáži zbylých komponent nedochází k jeho deformaci. Jediným drobným negativem je jeho hmotnost, která i přes snahu o snížení pomoci odlehčovacích otvorů činí 260 g. Možným řešením je záměna za díly z uhlíkové tkaniny (desky), jenž při stejné tloušťce, pevnosti a tuhosti mají poloviční hmotnost (nebyly použity z finančních a výrobních důvodů). Při dalším vývoji UAV lze provést návrh kapotáže trupu, čímž dojde ke snížení aerodynamického odporu a zlepšení letových vlastností.

4.5 Mechanika překlápění

Mechanika překlápění pohonných jednotek prototypu je značně odlišná od návrhu popsaného v Kapitole 4.5. Odlišnost je zapříčiněná změnou pohonného systému, který v případě prototypu využívá pouze jednoho elektromotoru k pohonu rotorů. Elektromotor byl umístěn do centroplánu. Náhon rotorových hlav je realizován pomocí transmisních hřídelí vedených nosníky pohonných jednotek. Tyto hlavní změny a snaha o celkové zjednodušení mechaniky si vyžádaly značné úsilí, aby byla zajištěna správná funkce pohonného systému i mechaniky překlápění.

4.5.1 Konstrukční provedení mechaniky překlápění

Konstrukční provedení mechaniky překlápění a pohonu pohonných jednotek je v případě prototypu značně provázán. Z tohoto důvodu je součástí této práce popis montáže motoru a transmise pohonných jednotek. Jejich výběr však popisuje práce pana Michala Podstawky. Mechanické provedení je zobrazeno na Obr. 4.7.



Obr. 4.7 Mechanika překlápění

Popis konstrukčního provedení je rozdělen do dvou částí:

1. Uložení elektromotoru a nosníků pohonných jednotek

Motor AXI 2808/24 zajišťující pohon pohonných jednotek a je upevněn k pravé bočnici trupu pomocí 4 šroubů. Mezi motor a bočnici trupu jsou vloženy 4 ks plastových distančních kroužků délky 5 mm, které vystředí motor do středu trupu. K pravé i levé bočnici trupu jsou pomocí svorníků délky 30 mm připojeny dvě pomocné bočnice. Ty slouží k montáži balsových kořenových žeber křídel. Dále jsou opatřeny otvory pro kabeláž a montáž pouzder. Pouzdro slouží k nasunutí křídel a jako kluzné ložisko nosníků pohonných jednotek. Vnitřní otvor sloužící jako kluzné ložisko a je vystružen na přesný průměr 8 mm. Délka pouzdra činí 40 mm. Tyto rozměry zajišťují spolehlivé přenášení ohybu bez zpřícení a deformace pod vahou pohonných jednotek. Nosník tvoří uhlíková trubka průměru 8 mm se stěnou tloušťky 1 mm. Jeden konec nosníku zakončuje příruba k montáži pohonné jednotky a na druhém páka překlápění. Dutina nosníku dále slouží k uložení transmisní hřídele. Hřídel je vedena pomocí 4 kusy ložisek 3 x 6 x 2 mm rozmístěny po délce nosníku. Hřídele jsou vyrobeny z uhlíkové tyče (se zvýšenou torzní tuhostí) průměru 3 mm. Transmisní uhlíková hřídel, zajišťuje pohon rotorových hlav. K motoru je připojena pomocí spojky.

2. Mechanika překlápění

Základem jsou dvě páky upevněné na koncích nosníků pohonných jednotek. Tyto páky jsou spojené ocelovou tyčí průměru 3 mm opatřenou na obou koncích závity M3. Tuhost spojení mezi pákami a ocelovou tyčí zajišťuje pevné šroubové spojení (nedochází ke zkroucení). Vedení tyče a krajní polohy překlápění zajišťují výřezy v bočnicích trupu. Mezičlánek ocelové tyče a servomotoru je táhlo s kulovými čepy na obou koncích. Celý

pohyb překlápění zajišťuje servomotor firmy Hitec typ HS-225 BB. Jedná se o silné „mikro servo“ s plastovými převody. Výstupní hřídel servomotoru je uložena v kuličkových ložiscích. Servomotor má zesílenou hliníkovou páku, aby nedocházelo při překlápění k její deformaci. Na konci páky je přišroubován kulový čep k napojení táhla.

Parametry HS-225 BB

Tah 3,9 kg/cm
Rychlost 0,14 s/60st.
Rozměry 32,4 x 16,8 x 31 mm
Hmotnost 27 g



Obr. 4.8. Servomotor HS-225 BB [26]

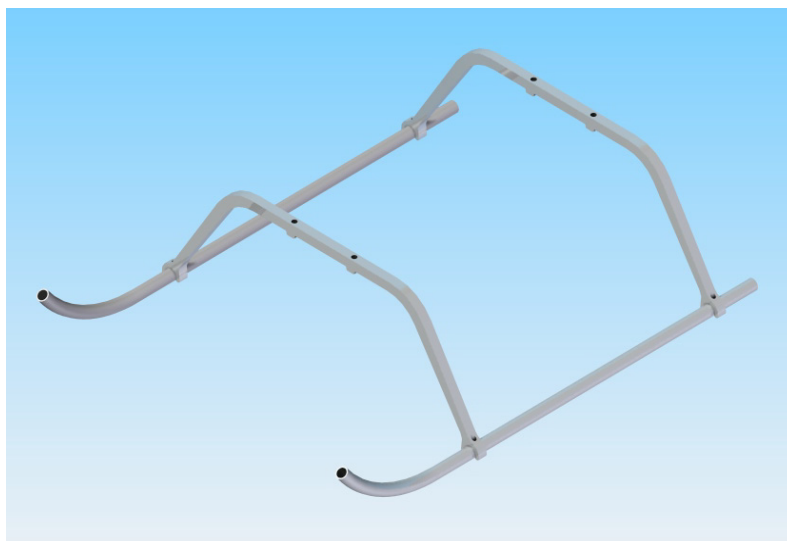
4.5.2 Částečný závěr

Navržená konstrukce mechaniky překlápění a pohonu umístěná v trupu splnila veškerá očekávání, je plně funkční a spolehlivá. Servomotor bez obtíží a plynule překlápí pohonné jednotky a udržuje krajní polohy. Byly však zjištěny dva drobné nedostatky. První si vyžádal záměnu pomocných bočnic. Tloušťka 1,2 mm nezajišťovala dostatečnou tuhost a docházelo k jejich ohybu pod váhou pohonných jednotek. Proto byly zaměněny za bočnice tloušťky 2,5 mm. Další nedostatek tkví v potřebě záměny nosníkové uhlíkové trubky. Zpočátku byla použita trubka z podélných uhlíkových vláken. Bylo však zjištěno, že u ní dochází k nepřiměřenému kroucení. Je tedy potřeba její výměna, bude nahrazena opět trubkou uhlíkovou, tentokrát však z tkaniny, která je torzně mnohonásobně pevnější.

4.6 Přístávací zařízení

Model je vybaven přístávacím zařízením lyžinového typu, které je charakterizováno hlavními rozměry: výškou 53,5 mm, šířkou 150 mm a délkou 210 mm. Je vyrobeno z 2 kusu podvozkových noh a 2 kusu lyžin. Lyžiny tvoří ohnutá tenkostěnná hliníková trubka průměru 5 mm s otvory pro montáž podvozkových noh. Podvozkové nohy představují laserové výpalky vyrobené z hliníkového plechu tloušťky 4 mm. Výpalky jsou opatřeny závity pro

montáž ke spodní přepážce trupů a také otvory k zajištění lyžin. Hmotnost podvozku činí 25 g.



Obr. 4.9 Přistávací zařízení

4.7 Celková hmotnost a výrobní náklady

Výroba prototypu v době sepisování této BP je již dokončena. Probíhají pouze dokončovací práce na seřízení a odstranění případných nedostatků, které však nijak zásadně neovlivní konstrukci. Je tedy možné provést celkové shrnutí finančních nároků na výrobu a rozbor hmotnosti.

Celková hmotnost

Hmotnost prototypu připraveného k zahájení letových testů dosáhla hodnoty 1 115 g. Tato hodnota v sobě zahrnuje veškeré vybavení a komponenty. Rozbor těchto hmotností je uveden v Tab. 4. 1. [25, 26, 27]

	Hmotnost [g]
Křídla	35
Ocasní plochy	30
Trup	260
servomotory	50
Přistávací zařízení	25
Systém řízení a stabilizace (spolu s kabeláží)	55
Pohonné jednotky – mechanika a nosníky	2x175
Střídavý regulátor SPIN 33	40
Motor AXI 2808/24	80
Akumulátor 3S 2200 mAh	190
Celkem	1 115 g

Tab. 4.1 Celková hmotnost

Výrobní náklady

Rozbor výrobních nákladu uvádí níže Tab. 4. 2.

Komponent	Počet kusů	Cena za kus [Kč]	Celková cena [Kč]
Laserové výpalky, soustružené a frézované díly *	-	-	3 000
Balsa 1,5; 4; 8 mm	3	-	167
Nažehlovací folie SOLARFILM	0,5 m ²	130 (1 m ²)	65
Uhlíková trubka 8 x 7mm	1	110	110
Uhlíková trubka 8 x 6 mm	1	145	145
Uhlíková trubka 10 x 9 mm	1	125	125
Uhlíkové tyče transmisí Ø 3 mm	2	369,5	739
Hliníková trubka 5 x 4,15 mm	1	47	47
Ložiska 3 x 6 x 2 mm	8	94,5	756
Servomotor HS-55	2	238	476
Servomotor HS-255 BB	1	379	379
Modelářská bižuterie (páky, táhla, kulové čepy, šrouby atd.)	-	-	248
Celkem:			6257 Kč

Tab. 4.2 Výrobní náklady

*Poznámka: V ceně laserových výpalků, soustružených a frézovaných dílů je zahrnuta i cena dílů pro pohonné jednotky.

5 ZÁVĚR

Tato bakalářská práce se zaměřila na oblast analýzy a návrhu konstrukce UAV a její následné částečné realizace. Z výsledků analýzy vyplynuly závěry, na jejichž základě byl vybrán nejvhodnější koncept pro stavbu, který lze využít pro vlastní částečný návrh. Ten vycházel převážně ze strojů V-22 Osprey a UAV Eagle Eye. Řešení konstrukce ve formě konvertoplánu poskytuje široké možnosti využití a budoucího vývoje. Návrh jako celek byl vyvíjen v návaznosti na další bakalářské práce, které se zabývají systémem řízení, resp. pohonu pro tento stroj.

Na zjednodušeném prototypu byly aplikovány jednotlivé postupy navržené pro původní UAV. Základními rozdíly jsou menší rozměry a celkové zjednodušení konstrukce za účelem snížení nákladů na výrobu. Došlo také ke snížení hmotnosti, dovolující započítání letových zkoušek, které tak nebudou ovlivněny právní úpravou Doplnku X. V termínu odevzdání této bakalářské práce není prostředek letuschopný, avšak probíhají přípravy pro první zkušební lety.

Další vývoj v oblasti konstrukce představuje především snaha o snížení hmotnosti použitím alternativních materiálů, zlepšení aerodynamických vlastností výrobou kapotáže a případné modifikace dle požadavků užitečného zatížení.

5.1 Zhodnocení cílů

Byl proveden částečný návrh UAV podle předem daných požadavků. V teoretické rovině byl zpracován rozbor základních konstrukčních celků a provedeny základní výpočty pro zajištění vhodných aerodynamických parametrů. Tento rozbor splňuje veškeré požadavky na něj kladené. Při částečné realizaci byly aplikovány a odzkoušeny základní prvky konstrukce v zjednodušené podobě. Prototyp pokrývá plnohodnotně potřeby systému řízení, resp. pohonu.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] *Historie a současnost letectví* [online] [cit. 2011-03-26]. 2.VTOL – Letadla se svislým vzletem a přistáním. Dostupné z WWW: <<http://historieletectvi.xf.cz/vtol.htm>>.
- [2] *Military Heat* [online] [cit. 2011-03-28]. P-791 hybrid airship project. Dostupné z WWW: <<http://www.military-heat.com/91/p791-hybrid-airship-project/>>.
- [3] *Hybrid.cz: "Magazín o budoucnosti dopravy"* [online] [cit. 2011-03-28]. Americká armáda nasadí bezpilotní vzducholodě. Dostupné z WWW: <<http://www.hybrid.cz/tagy/hybridni-vzducholod>>.
- [4] POHL, R.; KOCÁB, J.; ŠESTÁK, J. *Dopravní prostředky: Vrtulníky a letadlové pohonné jednotky*. Praha: České vysoké učení technické v Praze, 2005, 248 s. ISBN 80-01-03160-8.
- [5] *Directory of U.S. Military Rockets and Missiles* [online] [cit. 2011-03-28]. Northrop Grumman RQ/MQ-8 Fire Scout. Dostupné z WWW: <<http://www.designation-systems.net/dusrm/app2/q-8.html>>.
- [6] *FAS : Military Analysis Network* [online] [cit. 2011-03-28]. CL-327 Guardian Dostupné z WWW: <<http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/row/cl-327.htm>>.
- [7] *Sergib.agava* [online] [cit. 2011-03-28]. Ka-137. Dostupné z WWW: <http://www.sergib.agava.ru/russia/kamov/137/ka137_e.htm>.
- [8] *Draganfly* [online] [cit. 2011-03-30]. Dostupné z WWW: <<http://www.draganfly.com/>>.
- [9] *Gressaero* [online] [cit. 2011-03-28]. Dostupné z WWW: <<http://www.gressaero.com/index.html>>.
- [10] WYATT, Dave. *Epic* [online] [cit. 2011-03-30]. Eagle Eye Pocket Guide. Dostupné z WWW: <<http://epic.org/privacy/surveillance/spotlight/0805/eagle.pdf>>.
- [11] *Directory of U.S. Military Rockets and Missiles* [online] [cit. 2011-03-28]. Boeing X-50 Dragonfly. Dostupné z WWW: <<http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/x-50.html>>.
- [12] *Gizmag* [online] [cit. 2011-03-28]. VTOL Flying-Wing: a new take on UAV design. Dostupné z WWW: <<http://www.gizmag.com/flying-wing-vtol-uav/13962/>>.
- [13] HOŘEJŠÍ, M. *Profily létajících modelů*. Praha: Naše vojsko, 1955, 73 s.

- [14] MUSIL, M. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Praha: Naše vojsko, 1978, 269 s.
- [15] HOŘENÍ, B.; LNĚNIČKA, J. *Letecké modelářství a aerodynamika*. Praha: Naše vojsko, 1977, 293 s.
- [16] LNĚNIČKA, J. *Letecké modelářství a letectví*. Hradec Králové: Aeromodel, 1996, 207 s.
- [17] MIKULA, J. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: České vysoké učení technické v Praze, 2005, 246 s. ISBN 80-01-03338-4.
- [18] TICHAVSKÝ, V. *Základy konstrukce letadel, I díl*. Bratislava: Alfa, 1971, 240 s.
- [19] KLIMÁNEK, B. *Využití bezpilotních létajících prostředků pro telemetrické účely – návrh letadla (DP)*. Ostrava: VŠB-TUO, 2010. 76 s.
- [20] *Airfoil Investigation Database* [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupné z www: <<http://www.worldofkrauss.com>>.
- [21] *UIUC Applied Aerodynamics Group : Department of Aerospace Engineering* [online] [cit. 2011-05-08]. UIUC Airfoil Data Site. Dostupné z www: <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html>.
- [22] *Airspace : e-magazín Akademie letectví* [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupné z www: <<http://www.airspace.cz/>>.
- [23] *Mmspektrum* [online] [cit. 2011-04-15]. Speciální pohybové mechanismy. Dostupné z www: <<http://www.mmspektrum.com/clanek/specialni-pohybove-mechanismy>>.
- [24] Servo-drive s.r.o. [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupný z www.: <<http://www.servo-drive.cz>>
- [25] Jeti Model s.r.o. [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupný z www.: <<http://www.jetimodel.cz>>
- [26] RCM Pelikán [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupný z www.: <http://www.rcm-pelikan.cz>
- [27] MS Composit [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupný z www.: <http://www.mscomposit.com>
- [28] RC Revue: ročníky 1999 až 2010

[29] Flying Hobby Shop [online] [cit. 2011-05-08]. Dostupný z www.:

<<http://www.flying-hobby.com>>

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1.1 Přehled druhů letadel kategorie VTOL [1].....	11
Obr. 1.2 Lockheed P-791 [2]	12
Obr. 1.3 Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout [5]	14
Obr. 1.4 Bombardier CL-327 Guardian [6]	15
Obr. 1.5 Kamov KA-137[7]	16
Obr. 1.6 Draganflyer X8 [8]	17
Obr. 1.7 Draganflyer 4E [8]	18
Obr. 1.8 Draganflyer X6 [8]	18
Obr. 1.9 eVader 750 [9].....	18
Obr. 1.10 „Proprotors systém“ [10].....	20
Obr. 1.11 Eagle Eye TR911X [10].....	21
Obr. 1.12 Boeing X-50 Dragonfly[11]	21
Obr. 1.13 Flying-wing [12].....	23
Obr. 3.1 Koncept návrhu UAV.....	26
Obr. 3.2 Profil Curtis C-72[21]	32
Obr. 3.3 Typy uspořádání ocasních ploch[16]	34
Obr. 3.4 Profil NACA 0010[21].....	35
Obr. 3.5 Servomotor HS-125 MG[26]	36
Obr. 3.6 Nosič video-fotografických zařízení[29].....	39
Obr. 3.7 Ovladatelný kamerový systém [29].....	39
Obr. 3.8 Mechanika překlápění pohonných jednotek.....	40
Obr. 4.1 3D model prototypu	44
Obr. 4.2 Vyrobený prototyp	45
Obr. 4.3 Křídla.....	46
Obr. 4.4Díl napojení ocasních ploch	48
Obr. 4.5 Ocasní plochy	49
Obr. 4.6 Trup	51
Obr. 4.7 Mechanika překlápění	53
Obr. 4.8. Servomotor HS-225 BB[26].....	54
Obr. 4.9 Přístávací zařízení	55

SEZNAM TABULEK

Tab. 3.1 Vypočtené hodnoty rychlosti a Reynoldsových čísel	29
Tab. 4.1 Celková hmotnost.....	56
Tab. 4.2 Výrobní náklady	57

SEZNAM PŘÍLOH

- P I Výpočty programu KONSTRUUJEME-II
- P II Charakteristiky profilů
- P III Fotodokumentace prototypu (viz CD)
- P IV 3D návrh prototypu (viz CD)

PŘÍLOHA P I: VÝPOČTY PROGRAMU KONSTRUUJEME-II

Hodnoty návrhu:

A	B	C	D	E	F
Typ modelu	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Název modelu					
Půdorysný tvar křídla po úpravě hloubek křídla. Šipka označuje směr letu					
Křídlo - rozpětí	l			1400	1400
Těžštní zásoba v % -doporučené rozmezí	R%	10-12%	10-12%	8-10%	6-8%
Těžštní zásoba v %	R%			8,0%	6,0%
Mohutnost výškovky : Avop - výpočty	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Avop -doporučený rozsah	Avop-tab	0,6 - 0,8	0,6 - 0,9	0,3 - 0,85	0,3 - 0,85
Avop - kontrolní výpočet : $Avop = Svop \cdot Rvop / S / bs$	Avop			0,42	0,52
TÉŽISTĚ - výpočty	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Poloha aerodynamického středu od náběžky	b-as			75	75
Délka SAT	SAT			300	300
NB od náběžky v %	NB - %			39,5%	43,3%
NB od náběžky v mm	NB - mm			119	130
T od náběžky v %	T - %			31,5%	37,3%
T od náběžky v mm	T - mm			95	112
Výsledné parametry a rozměry jednotlivých prvků modelu					Tab.č. 3
KŘÍDLO	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Rozpětí (mm)	lk			1400	1400
Křídlo - hloubka u střed (mm)	bk-o			300	300
Hloubka konec (mm)	bk-k			300	300
Stř.geom.hloubka (mm)	bs			300	300
Plocha - dm ²	S			42,0	42,0
Hloubka křídélka (mm)	bkř			45	45
Rozpětí - délka křídélka (mm)	l-kř			390	360
Štíhlost křídla - $Lam = l / S$	Lam-k			4,67	4,67
Zúžení $= bk-k / bk-o$	Ný			1,00	1,00
Délka SAT (mm)	bsat			300	300
Úhel náběžky	alfa-nh	0,00	0,00	0,00	0,00
Úhel šípovitosti alfa-š	alfa-š			0,00	0,00
TRUP	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Délka celého modelu (trupu)	Dt			1036	1260
Přední část až náběžka křídla				194	253
Rameno VOP $Rvop = Avop \cdot Sk \cdot bs / Svop$	Rvop			637	802
Vzdálenost odtokovky křídla k náběžce výškovky				372	462
Přední část až do 1/4 hloubky křídla	Dpt			269	328
VÝŠKOVKA	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
VÝŠKOVKA - půdorysný tvar po úpravě hloubek VOP. Šipka označuje směr letu					
Avop-rozsah dle tabulky RC_M 1/97	Avop-tab	0,6 - 0,8	0,6 - 0,9	0,3 - 0,85	0,3 - 0,85
Mohutnost $Avop = Svop \cdot Rvop / Sk / bs$	Avop			0,42	0,52
Rozpětí	lv			514	514
Hloubka u kořene – střed	bv-o			170	170
Hloubka konec	bv-k			150	150
Stř.geom.hloubka - $sbv = ((bv-o) + (bv-k)) / 2$	bv-s			160	160
Výškovka - plocha	Sv			8,2	8,2
Hloubka křídélka	bkř			45	42
Zúžení	Ný			0,88	0,88
Štíhlost výškovky	Lam-v			3,21	3,21
SMĚROVKA	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
Asop-rozsah dle tabulky RC_M 1/97	Asop	0,016 - 0,028	0,016 - 0,04	0,04 - 0,08	0,04 - 0,08
Mohutnost $Asop = Ssop \cdot Rvop / Sk / l$	Asop			0,037	0,062
Hloubka u kořene	bs-k			210	276
Hloubka nahoře	bs-o			90	102
Stř.geom.hloubka	bv-s			150	189
Výška	ls			225	240
Plocha	Ss			3,4	4,5
Křídélko - hloubka dole	bs-kř-d			60	126
Křídélko - hloubka nahoře	bs-kř-n			60	48
SPECIFICKÉ ZATÍŽENÍ	Symbol	Větroň	El-větroň	Sport	Akrobat – I
LETOVÁ HMOTNOST	gr	0	0	8500	8500
SPECIFICKÉ ZATÍŽENÍ	gr/dm			202	202

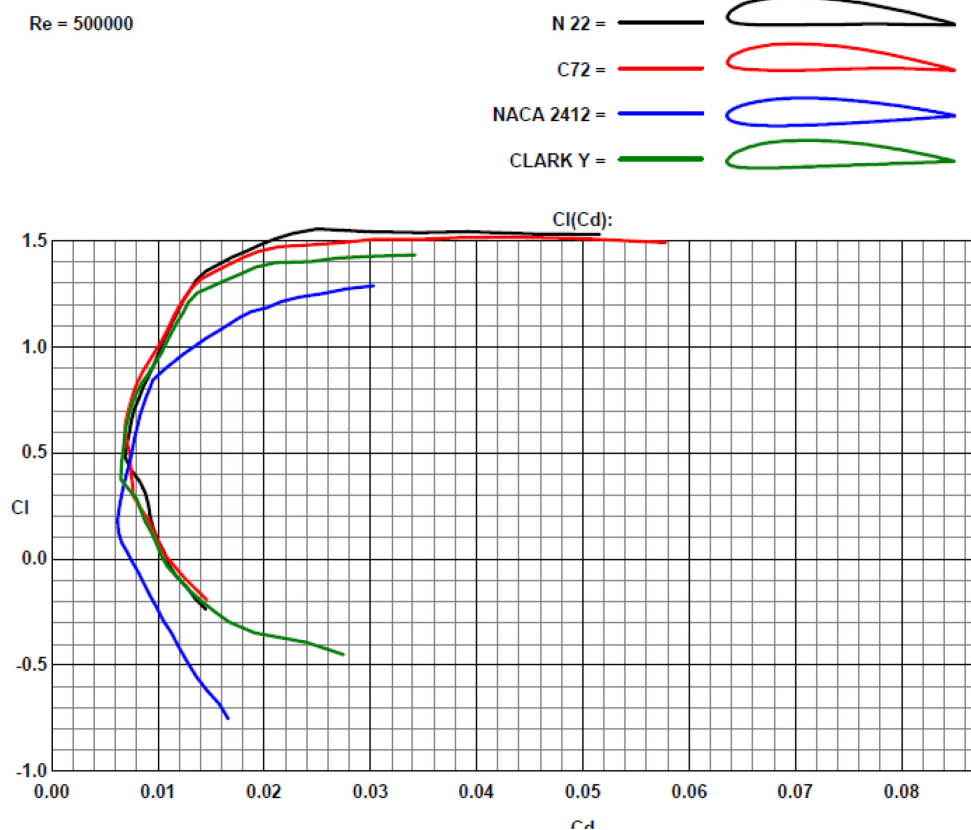
Hodnoty prototypu:

A	B	C	D	E	F
Typ modelu	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Název modelu					
Půdorysný tvar křídla po úpravě hloubek křídla. Šipka označuje směr letu					
Křídlo - rozpětí	I			800	800
Těžištní zásoba v % -doporučené rozmezí	R%	10-12%	10-12%	8-10%	6-8%
Těžištní zásoba v %	R%			8,0%	8,0%
Mohutnost výškovky : Avop - výpočty	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Avop -doporučený rozsah	Avop-tab	0,6 - 0,8	0,6 - 0,9	0,3 - 0,85	0,3 - 0,85
Avop - kontrolní výpočet : $Avop=Svop \cdot Rvop/S/bs$	Avop			0,59	0,75
TĚŽIŠTĚ - výpočty	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Poloha aerodynamického středu od náběžky	b-as			34	34
Délka SAT	SAT			135	135
NB od náběžky v %	NB - %			45,8%	51,1%
NB od náběžky v mm	NB - mm			62	69
T od náběžky v %	T - %			37,8%	43,1%
T od náběžky v mm	T - mm			51	58
Výsledné parametry a rozměry jednotlivých prvků modelu					Tab.č. 3
KŘÍDLO	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Rozpětí (mm)	lk			800	800
Křídlo - hloubka u střed (mm)	bk-o			135	135
Hloubka konec (mm)	bk-k			135	135
Stř.geom.hloubka (mm)	bs			135	135
Plocha - dm ²	S			10,8	10,8
Hloubka křídélka (mm)	bkř			20	20
Rozpětí - délka křídélka (mm)	I-kř			176	162
Štíhlost křídla - $Lam=I \cdot I / S$	Lam-k			5,93	5,93
Zúžení = $bk-k/bk-o$	Ný			1,00	1,00
Délka SAT (mm)	bsat			135	135
Úhel náběžky	alfa-nh	0,00	0,00	0,00	0,00
Úhel šípovitosti alfa-š	alfa-š			0,00	0,00
TRUP	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Délka celého modelu (trupu)	Dt			592	720
Přední část až náběžka křídla				120	153
Rameno VOP $Rvop = Avop \cdot Sk \cdot bs/Svop$	Rvop			368	463
Vzdálenost odtokovky křídla k náběžce výškovky				247	298
Přední část až do 1/4 hloubky křídla	Dpt			154	187
VÝŠKOVKA	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
VÝŠKOVKA - půdorysný tvar po úpravě hloubek VOP. Šipka označuje směr letu					
Avop-rozsah dle tabulky RC_M 1/97	Avop-tab	0,6 - 0,8	0,6 - 0,9	0,3 - 0,85	0,3 - 0,85
Mohutnost $Avop=Svop \cdot Rvop/Sk/bs$	Avop			0,59	0,75
Rozpětí	lv			294	294
Hloubka u kořene – střed	bv-o			90	90
Hloubka konec	bv-k			70	70
Stř.geom.hloubka - $sbv = ((bv-o)+(bv-k)) / 2$	bv-s			80	80
Výškovka - plocha	Sv			2,3	2,3
Hloubka křídélka	bkř			20	19
Zúžení	Ný			0,78	0,78
Štíhlost výškovky	Lam-v			3,67	3,67
SMĚROVKA	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
Asop-rozsah dle tabulky RC_M 1/97	Asop	0,016 - 0,028	0,016 - 0,04	0,04 - 0,08	0,04 - 0,08
Mohutnost $Asop=Ssop \cdot Rvop/Sk/I$	Asop			0,029	0,049
Hloubka u kořene	bs-k			95	124
Hloubka nahoře	bs-o			41	46
Stř.geom.hloubka	bv-s			68	85
Výška	ls			101	108
Plocha	Ss			0,7	0,9
Křídélko - hloubka dole	bs-kř-d			27	57
Křídélko - hloubka nahoře	bs-kř-n			27	22
SPECIFICKÉ ZATÍŽENÍ	Symbol	Větroň	EI-větroň	Sport	Akrobat – I
LETOVÁ HMOTNOST	gr	0	0	1100	1100
SPECIFICKÉ ZATÍŽENÍ	gr/dm			102	102

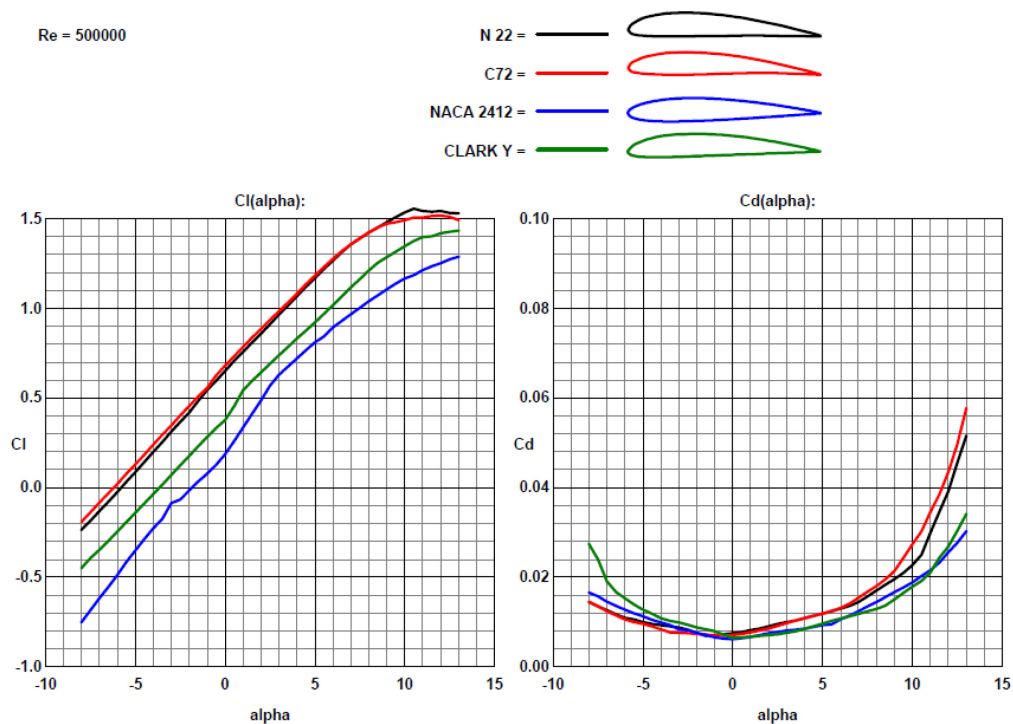
PŘÍLOHA P II: CHARAKTERISTIKY PROFILŮ

Charakteristiky níže uvedené, byly zpracovány za pomoci programu Profili 2.

Porovnání polár profilů:



Porovnání vztlakových čar:

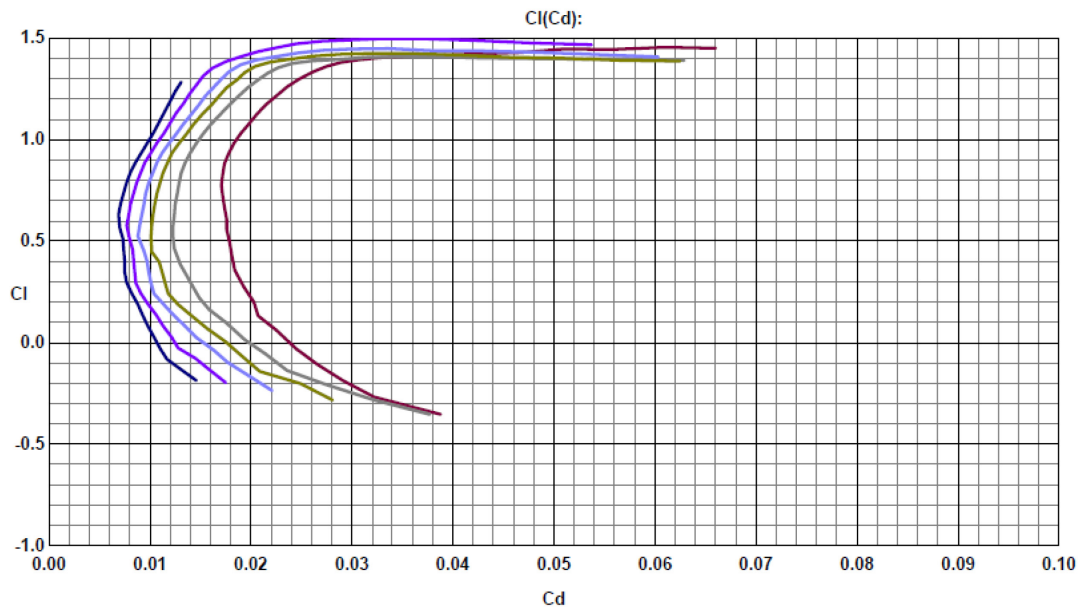


Polára profilu křídla:

C72
Max thickness 11.73% at 30.0% of the chord
Max camber 5.87% at 30.0% of the chord



Re 100000 = — Re 150000 = — Re 200000 = —
Re 250000 = — Re 350000 = — Re 500000 = —

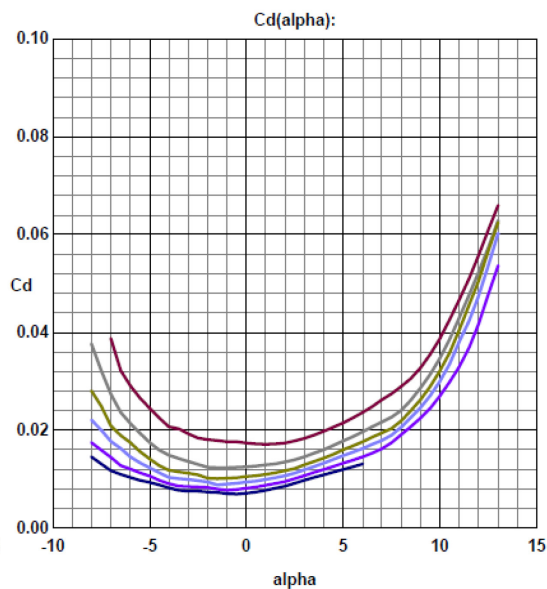
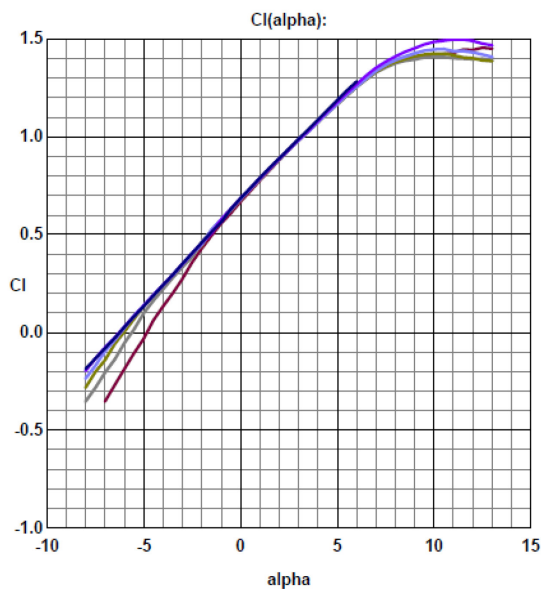


Vztlaková čára profilu:

C72
Max thickness 11.73% at 30.0% of the chord
Max camber 5.87% at 30.0% of the chord



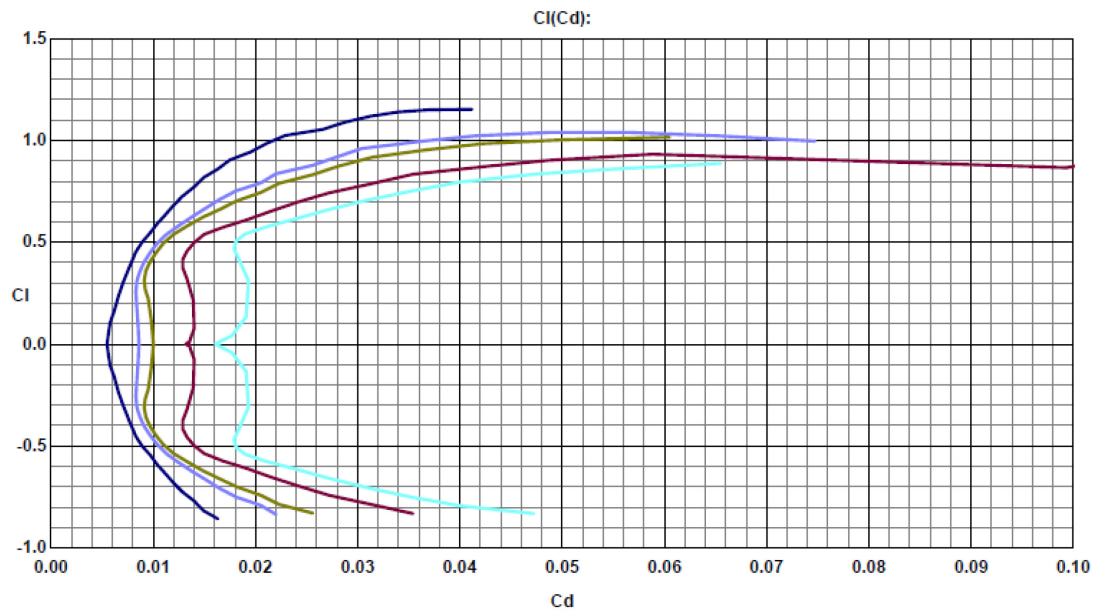
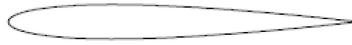
Re 100000 = — Re 150000 = — Re 200000 = —
Re 250000 = — Re 350000 = — Re 500000 = —



Polára profilu ocasních ploch:

NACA 0010
Max thickness 10.00% at 29.7% of the chord
Max camber 0.00% at 0.0% of the chord

Re 60000 = — Re 100000 = — Re 200000 = —
Re 250000 = — Re 500000 = —



Vztlaková čára profilu ocasních ploch:

NACA 0010
Max thickness 10.00% at 29.7% of the chord
Max camber 0.00% at 0.0% of the chord

Re 60000 = — Re 100000 = — Re 200000 = —
Re 250000 = — Re 500000 = —

